

# MAESTRÍA EN INGENIERÍA

## DISEÑO, CONSTRUCCIÓN Y PRUEBA DE VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO HÍBRIDO DE VUELO COMBINADO

**Andrés Bachfischer**  
**Ingeniero Mecánico**

**Mgter. Bruno Gallo**  
Director

**Mgter. Juan José Tarrio**  
Co-director

### **Miembros del Jurado**

Dr. Andrés Etchepareborda (Control - CNEA)

Ing. José Relloso (INVAP)

Ing. Rubén Sosa (Termohidráulica - CNEA)

5 de Junio de 2017

Grupo de Control – Centro Atómico Bariloche

Instituto Balseiro  
Universidad Nacional de Cuyo  
Comisión Nacional de Energía Atómica  
Argentina



A mi familia





# Resumen

En este proyecto se diseñó, construyó y voló un primer prototipo de Vehículo Aéreo No Tripulado (o VANT) cuyo objetivo fue el de realizar inspecciones en lugares poco accesibles, y que supere el tiempo promedio de vuelo de las aeronaves semejantes en el mercado.

Para ello, se debió estudiar las diferentes alternativas de VANTs que se utilizan hoy en día y de allí extraer las ideas o componentes que brinden un beneficio al objetivo.

La propuesta consistió en un vehículo híbrido basado en un cuadricóptero de geometría cuadrada, en el cual el empuje mayoritario estaría dado mediante un motor de combustión situado en su centro. A su vez, con dicho motor se generaría electricidad para alimentar 4 motores eléctricos que conformarían el sistema de control de la aeronave. Para aumentar la distancia de vuelo se incluyó en el diseño la incorporación de perfiles alares que le permitirían volar como un avión.

Habiendo definido la ingeniería básica del vehículo, se adquirieron y caracterizaron los componentes por separado para luego determinar el punto de operación y realizar una integración completa de ellos según los resultados obtenidos de funcionamiento. Los ensayos se dividieron en el estudio de la propulsión, la caracterización de la generación eléctrica, el diseño y desarrollo de la parte mecánica, la operación del conjunto motriz híbrido y el control de la dinámica del vehículo.

El desarrollo experimental permitió conocer la verdadera complejidad del problema, y caracterizar un tipo de sistema que no se encuentra en la bibliografía.

**Palabras clave:** VANT, HÍBRIDO, LARGA DISTANCIA, VUELO COMBINADO



# Abstract

In this project a first UAV prototype was designed, built and tested to achieve inspections in remote locations but with an improved flight duration compared to similar size electric aircrafts found on the market.

From a research of UAVs, parts of them were proposed in the prototype to acquire specific benefits from each part.

The final sketch was a hybrid UAV based from a square electric quadcopter, in which the main thrust was produced by a combustion engine in the middle. This engine would also generate the electricity to feed the four control electric motors. To extend the range of the aircraft, wings would be added around the skeleton of the structure to maximize the speed.

With a basic engineering design, the main parts were selected and tested to establish the nominal operating point and to proceed with a more detailed design. The tests were divided into the propulsion study, the power generation study, the mechanical parts development and validation, the hybrid power unit study and the dynamic control of the vehicle.

The entire project showed the true complex nature of the problem and helped to establish a base for future aircrafts with similar characteristics, which are not found in the bibliography.

**Keywords:** UAV, DRONE, HYBRID, LONG RANGE, COMBINED FLIGHT



# Índice de Variables

$\alpha$ : Ángulo mínimo para la compensación [°]  
 $\dot{\omega}_i$ : Aceleración angular en el eje  $i$  [Rad/s<sup>2</sup>]  
 $\omega_m = \omega$ : Velocidad angular del eje principal [Rad/s]  
 $\Omega$ : Velocidad de rotación del eje principal [RPM]  
 $\phi_s$ : Diámetro mínimo del eje secundario [m]  
 $\phi$ : Diámetro de la polea [m]  
 $\rho$ : Densidad del fluido [Kg/m<sup>3</sup>]  
 $\sigma_{max}$ : Tensión máxima en el material [MPa]  
 $\sigma_{min}$ : Tensión mínima en el material [MPa]  
 $\sigma_a$ : Amplitud de la oscilación de la tensión en el material [MPa]  
 $\sigma_m$ : Tensión media en el material [MPa]  
 $\tau_c$ : Torque de compensación Yaw [N.m]  
 $\tau_g$ : Torque eléctrico [N.m]  
 $\tau_i$ : Torque de los motores eléctricos [N.m]  
 $\tau_m$ : Torque del motor de combustión [N.m]  
 $A$ : Ángulo de contacto [°]  
 $C_L$ : Coeficiente de elevación  
 $c$ : Velocidad de escape del fluido [m/s]  
 $d_i$ : Daño acumulado parcial debido a fatiga  
 $D_p$ : Longitud de paso [pulg]  
 $D$ : Diámetro de la polea mayor [m]  
 $d$ : Diámetro de la polea menor [m]  
 $E_b$ : Tensión de línea de continua generada [V]  
 $E_i$ : Tensión efectiva sobre el motor  $i$  [V]  
 $E$ : Distancia entre ejes [m]  
 $f_{bob}$ : Frecuencia de línea sobre bobinados del generador [Hz]  
 $f_{rot}$ : Frecuencia de rotación del generador [Hz]  
 $F_i$ : Fuerza de empuje del motor eléctrico  $i$  [N]  
 $F_L$ : Fuerza de sustentación [N]  
 $F_m = F_c$ : Fuerza de empuje del motor de combustión [N]  
 $I_{IN}$ : Corriente de entrada al inversor del motor eléctrico [A]

- $I_{OUT}$ : Corriente de salida del inversor del motor eléctrico [A]  
 $I_b$ : Corriente de línea de continua generada [A]  
 $I_g$ : Corriente de pérdida del grupo generador [A]  
 $I_i$ : Corriente eléctrica [A]  
 $Idx$ : Índice del cociente entre la capacidad de trabajo de la nafta y las baterías de litio  
 $J_i$ : Momento de inercia en el eje  $i$  [Kg.m<sup>2</sup>]  
 $K_\omega = M$ : Constante de multiplicación de velocidad de la transmisión  
 $K_g$ : Constante de proporcionalidad del generador  
 $K_i$ : Constante de integración del control PI  
 $K_p$ : Constante de proporcionalidad del control PI  
 $K_t$ : Factor de *Shock* debido al torque  
 $l_a$ : Largo del ala [m]  
 $l_c$ : Largo de la cuerda del ala [m]  
 $l$ : Brazo de palanca de los motores eléctricos [m]  
 $L$ : Largo de la correa [m]  
 $m$ : Masa del vehículo [Kg]  
 $N_{min}$ : Velocidad mínima angular de operación de la polea [RPM]  
 $N_{PP}$ : Pares de polos del generador  
 $n_i$ : Fracción de ciclos en un lapso temporal [#]  
 $N_i$ : Número de ciclos a la rotura [#]  
 $P_{max}$ : Potencia máxima [W]  
 $p_i$ : Presión en el punto  $i$  [Pa]  
 $PWM$ : Ancho del pulso relativo para el valor de referencia aplicado [%/100]  
 $R_f$ : Cociente de tensiones extremas en el material  
 $R_g$ : Resistencia efectiva del grupo generador [ $\Omega$ ]  
 $R$ : Radio de la hélice [m]  
 $r$ : Radio de la polea [m]  
 $S_A$ : Superficie alar [m<sup>2</sup>]  
 $S_e$ : Tensión alternada equivalente efectiva en el material [MPa]  
 $S_f$ : Factor de seguridad  
 $S_u$ : Tensión de rotura del material [MPa]  
 $S_y$ : Tensión de fluencia del material [MPa]  
 $t$ : Tiempo [s]  
 $u_c$ : Señal de control del motor de combustión  
 $u_i$ : Señal de control para el motor eléctrico  $i$   
 $V_{IN}$ : Tensión de entrada al inversor del motor eléctrico  
 $V_{OUT}$ : Tensión de salida del inversor del motor eléctrico  
 $V_i$ : Tensión eléctrica [V]  
 $V$ : Velocidad inicial del fluido [m/s]

$v$ : Velocidad lineal de la correa [m/s]

$W_L$ : Capacidad de trabajo por peso de las baterías de litio [Wh/Kg]

$W_N$ : Capacidad de trabajo por peso de la nafta [Wh/Kg]

$\ddot{z}$ : Aceleración vertical del vehículo [m/s<sup>2</sup>]





# Índice de Contenidos

Resumen	v
Abstract	vii
Índice de Variables	ix
Índice de Contenidos	xiii
Índice de Figuras	xvii
<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Historia de los Vehículos Aéreos No Tripulados . . . . .	1
1.1.1. Primera Guerra Mundial . . . . .	1
1.1.2. Segunda Guerra Mundial . . . . .	2
1.1.3. Posguerra . . . . .	3
1.2. Mercado Actual . . . . .	3
1.2.1. Tipos de Vehículos . . . . .	3
1.2.2. Motorizaciones Disponibles . . . . .	6
1.3. Principales Usos . . . . .	7
1.3.1. Modelos Destacados . . . . .	8
1.4. Propósito del Proyecto . . . . .	11
<b>2. Diseño Conceptual</b>	<b>13</b>
2.1. Propuesta del Proyecto . . . . .	14
2.1.1. Tipo de Vehículo base . . . . .	14
2.1.2. Selección de Motorización . . . . .	14
2.1.3. Optimización del Rango . . . . .	15
2.2. Requerimientos . . . . .	16
2.3. Funcionamiento . . . . .	17
2.3.1. Modelado Parte Externa . . . . .	17
2.3.2. Modelado de la Propulsión . . . . .	20
2.4. Cronología del Proyecto . . . . .	22

<b>3. Desarrollo de la Propulsión</b>	<b>25</b>
3.1. Marco Teórico . . . . .	25
3.1.1. Propulsores . . . . .	25
3.1.2. Motorización . . . . .	29
3.1.3. Celda de Carga . . . . .	30
3.2. Método experimental . . . . .	31
3.2.1. Calibración de la celda de carga . . . . .	31
3.2.2. Construcción del Banco de Pruebas y Puesta en Marcha . . . . .	31
3.3. Resultados . . . . .	36
3.3.1. Celda de cargas . . . . .	36
3.3.2. Primeros ensayos de propulsión . . . . .	37
3.3.3. Empuje en Función de la Geometría del Propulsor . . . . .	37
3.3.4. Análisis en frecuencia de las mediciones . . . . .	42
<b>4. Desarrollo de la Generación</b>	<b>47</b>
4.1. Marco Teórico . . . . .	47
4.1.1. Motores sin escobillas . . . . .	47
4.1.2. Sistema trifásico . . . . .	48
4.1.3. Rectificador . . . . .	49
4.2. Método experimental . . . . .	49
4.2.1. Implementación del generador trifásico . . . . .	49
4.2.2. Utilización del rectificador . . . . .	51
4.3. Resultados . . . . .	52
4.3.1. Caracterización del generador . . . . .	52
4.3.2. Caracterización del rectificador . . . . .	57
<b>5. Desarrollo de la Mecánica</b>	<b>61</b>
5.1. Punto Nominal de Operación . . . . .	61
5.2. Diseño de la Transmisión . . . . .	62
5.2.1. Opciones de Transmisión . . . . .	62
5.2.2. Diseño y Construcción . . . . .	64
5.3. Definición de Perfiles Alares . . . . .	69
5.4. Diseño de la Estructura . . . . .	72
5.5. Validación de la Estructura . . . . .	76
5.5.1. Ensayo por Fuerzas Estáticas . . . . .	76
5.5.2. Búsqueda de los Modos Normales . . . . .	78
5.5.3. Estudio Forzado de Vibraciones . . . . .	79
5.5.4. Validación Experimental del Estudio Forzado . . . . .	82
5.5.5. Validación del Eje Secundario . . . . .	84

5.5.6. Determinación de la Vida Útil por Fatiga . . . . .	85
5.6. Soluciones para la Compensación del <i>Yaw</i> . . . . .	92
5.6.1. Uso de Alerones . . . . .	92
5.6.2. Redireccionamiento de los Motores Eléctricos . . . . .	94
5.7. Detalles sobre la Construcción . . . . .	95
5.7.1. Disminución de las Vibraciones . . . . .	96
5.7.2. Finalización de la Construcción . . . . .	97
<b>6. Experiencia de Generación Híbrida</b>	<b>99</b>
6.1. Montaje del Sistema Propulsor . . . . .	99
6.2. Primeros Ensayos de Generación Eléctrica . . . . .	101
6.3. Filtrado de Señal . . . . .	103
6.4. Estudio del Comportamiento de Generación . . . . .	104
6.4.1. Relación entre la Velocidad, la Corriente y La Tensión . . . . .	105
6.4.2. Dependencia con el Acelerador . . . . .	107
6.5. Análisis de la Señal de Tensión del Generador . . . . .	110
6.6. Comportamiento de los Motores Eléctricos . . . . .	113
<b>7. Desarrollo del Control</b>	<b>119</b>
7.1. Control del Motor de Combustión . . . . .	120
7.1.1. Obtención del Tiempo de Respuesta . . . . .	121
7.1.2. Modelado de la Curva Estática del Motor . . . . .	122
7.1.3. Control propuesto . . . . .	125
7.2. Control de las Rotaciones del Vehículo . . . . .	131
7.2.1. Identificación y Control sobre el eje Z . . . . .	132
7.2.2. Identificación y Control en los Ejes X e Y . . . . .	134
7.3. Ensayo de Vuelo . . . . .	137
<b>8. Conclusiones</b>	<b>139</b>
8.1. Resumen . . . . .	139
8.2. Propuestas . . . . .	140
8.3. Trabajos futuros . . . . .	140
<b>A. Comparativa entre Litio y Nafta</b>	<b>141</b>
<b>B. Funcionamiento en vuelo horizontal</b>	<b>143</b>
<b>C. Especificaciones del Motor</b>	<b>145</b>
<b>D. Factores de servicio para correa</b>	<b>147</b>

E. Renderizaciones	149
F. Identificación Mediante Señal Chirp	151
Bibliografía	153
Agradecimientos	155

# Índice de Figuras

1.1. Aeroplano <i>Queen Bee</i> controlado a radiocontrol. . . . .	2
1.2. Torpedo volador <i>T2D2</i> controlado a radiocontrol [1]. . . . .	2
1.3. Persona pilotando un multirrotoer eléctrico de 16 motores. . . . .	4
1.4. Diagrama del mecanismo de plato oscilante y colector en el eje principal de un helicóptero. . . . .	5
1.5. VANT militar <i>General Atomics MQ-1</i> . . . . .	8
1.6. VANT de fotografía <i>DJI Inspire</i> . . . . .	9
1.7. VANT de carga <i>Amazon Prime Air</i> . . . . .	9
1.8. <i>Google Project Wing</i> (a la izquierda) y <i>Sony Aerosense</i> (a la derecha). .	10
2.1. Prototipo Bachicoptero para el desarrollo de mayores distancias de vuelo.	16
2.2. Esquema geométrico de motorización del prototipo de VANT. . . . .	17
2.3. Esquema de fuerzas de la simplificación del prototipo de VANT. . . . .	18
2.4. Simplificación de la dinámica del vehículo en función de las fuerzas generadas. . . . .	20
2.5. Esquema del funcionamiento del sistema de propulsión híbrido. . . . .	20
2.6. Esquema del funcionamiento del sistema de motores eléctricos. . . . .	22
2.7. Diagrama de Gantt sobre la cronología de las etapas del proyecto. . . .	23
3.1. Diagrama de los puntos en una línea de flujo que pasa por una hélice. .	26
3.2. Cambio del ángulo del perfil a lo largo de la hélice. . . . .	27
3.3. Paso de una hélice. . . . .	28
3.4. Diagrama de conexión de resistencias y extensómetro en la celda de carga.	30
3.5. Banco de calibración de la celda de carga. . . . .	31
3.6. Motor de combustión interna O.S. Engine GF-40. . . . .	32
3.7. Banco de ensayo modelo para las pruebas del motor de combustión. . .	33
3.8. Banco de ensayo construido para las pruebas del motor de combustión.	34
3.9. Banco de ensayo e instrumental de medición construido para las pruebas del motor de combustión. . . . .	35
3.10. Calibración de la tensión de salida de la celda de carga, al aplicarle una tensión de 12 V variando la carga desde 0 g a 15 Kg. . . . .	36

3.11. Evolución temporal de la tensión medida en la celda de carga para la hélice 22"x8". . . . .	38
3.12. Empujes de diferentes geometrías de hélices en función de la velocidad de giro de la misma con velocidad inicial del aire despreciable. . . . .	39
3.13. Sección bloqueada por objetos a lo largo del camino del flujo concatenado. . . . .	40
3.14. Comparación entre la serie de mediciones con la hélice 18"x8" y su regresión cuadrática. . . . .	41
3.15. Serie de medición en la celda de carga para el análisis en frecuencia con la hélice de 22"x8". . . . .	43
3.16. Análisis por FFT de la serie de medición en la celda de carga con la hélice de 22"x8". . . . .	43
3.17. Serie de medición de frecuencia del eje con la placa controladora para el análisis en frecuencia con la hélice de 18"x8". . . . .	44
3.18. Medición de los giróscopos integrados en la placa controladora para la serie de medición a tratar en el análisis en frecuencia con la hélice de 18"x8". . . . .	45
3.19. Análisis en frecuencia de la señal del giróscopo Y con la hélice de 18"x8". . . . .	46
4.1. Motor sin escobillas de tres fases. . . . .	47
4.2. Acercamiento al banco de ensayo construido para las pruebas del generador. . . . .	50
4.3. Banco de ensayo construido para las pruebas del generador. . . . .	50
4.4. Tensión entre fases RMS del generador al aumentar la velocidad de rotación. . . . .	52
4.5. Pérdida de la tensión en bornes al aumentar la corriente del generador. . . . .	53
4.6. Inductancia entre los bornes del generador en función de la frecuencia de la señal excitadora. . . . .	54
4.7. Diagrama de bobinados de motor con semejante conexiónado dLRK en Delta. . . . .	55
4.8. Esquema de conexión de las lámparas para la prueba de carga en triángulo. . . . .	56
4.9. Tensión de continua y alterna a la salida del rectificador en función de la de entrada. . . . .	57
4.10. Cociente de tensiones entre la salida de continua y la entrada en función de la de entrada. . . . .	58
4.11. Cociente de corrientes entre la salida de continua y la entrada en función de la tensión de entrada. . . . .	59
4.12. Cociente de potencias de salida y entrada en función de la potencia de salida. . . . .	60

5.1. Cambio de la tensión de continua con el uso de una polea multiplicatoria en función de la velocidad de giro del motor de combustión. . . . .	62
5.2. Distribución de tensiones en correas con diente trapezoidal y HDT, respectivamente. . . . .	66
5.3. Parámetros propios de las correas tipo HTD. . . . .	66
5.4. Selección de correa tipo HTD según potencia y velocidad requerida. . .	67
5.5. Representación genérica del tipo de polea utilizada. . . . .	69
5.6. Variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para diferentes modelados del perfil NACA 0012. . . . .	70
5.7. Renderizado del ala central principal, detallando la ubicación del motor de combustión y su jaula de contención. . . . .	73
5.8. Corte de la sección de generación eléctrica junto con la transmisión desde el motor de combustión. . . . .	74
5.9. Ampliación de la zona de la jaula y de la generación eléctrica. . . . .	74
5.10. Ampliación de la renderización sobre los tanques de combustible. . . . .	75
5.11. Renderización del acople entre el ala central y la estructura exterior. . .	76
5.12. Resultado de las tensiones en el ala central debido a la fuerza constante de 8 Kg de empuje. . . . .	77
5.13. Primeros modos de resonancia para el ala central. . . . .	78
5.14. Desplazamientos de un nodo del extremo del ala central al variar la frecuencia de oscilación de la fuerza. . . . .	80
5.15. Modelado de fuerzas sobre la estructura del ala central para el ensayo de barrido en frecuencia. . . . .	81
5.16. Nodo de la malla elegido para estudiar el comportamiento de los modos normales. . . . .	81
5.17. Análisis forzado del ala principal. En rojo la magnitud de la aceleración y en azul la magnitud del desplazamiento en el punto de control. . . . .	82
5.18. Disposición experimental de la validación del estudio forzado. . . . .	83
5.19. Espectro de frecuencias del ala central base al ser perturbada mediante un golpe. . . . .	83
5.20. Modelado del eje secundario (a la izquierda) junto con los resultados del análisis de elementos finitos (a la derecha). . . . .	84
5.21. Diagrama de solicitaciones en el material en función del tiempo. . . . .	85
5.22. Ensayo de fatiga al variar la carga oscilatoria en función de la vida para el aluminio 6061 T6. . . . .	86
5.23. Comparativa de leyes para fatiga de Sodeberg (a), Goodman (b) y Gerber (c), junto con los límites de fluencia y la proyección de carga proporcional para un punto de trabajo. . . . .	87

5.24. Comparación del punto de trabajo de alto ciclado respecto a las leyes equivalentes de fatiga. . . . .	89
5.25. Comparación del punto de trabajo de bajo ciclado respecto a las leyes equivalentes de fatiga. . . . .	90
5.26. Diagrama de la oscilación de la carga durante el funcionamiento del vehículo. . . . .	91
5.27. Disposición de la aeronave para realizar el ensayo de medición de torque en el eje $z$ . . . . .	92
5.28. Disposición de los alerones integrados al ala central para contrarrestar el torque producido por el motor. . . . .	93
5.29. Renderizado de la disposición de los motores eléctricos para compensar el torque generado por el motor central. . . . .	94
5.30. Detalle del diseño inicial de los tensores elásticos sobre la electrónica. . .	96
5.31. Detalle del diseño final de los tensores elásticos sobre la electrónica. . .	97
5.32. Primer prototipo terminado. . . . .	98
5.33. Renderizado del primer prototipo basado en lo propuesto en la sección 2.1. . . . .	98
6.1. Última disposición del banco de ensayos para las mediciones híbridas. .	100
6.2. Detalle de la última disposición del banco de ensayos para las mediciones híbridas. . . . .	100
6.3. Ensayo de generación con el sistema propulsor híbrido en vacío. . . . .	101
6.4. Ensayo de generación con el sistema propulsor híbrido al extraer energía. .	102
6.5. Espectro de frecuencias para la señal del giróscopo utilizando o no el filtro. .	103
6.6. Mediciones de tensión de continua y velocidad del motor, en función del tiempo para cada serie. . . . .	104
6.7. Ajuste lineal de la frecuencia del motor en función de la corriente y tensión de continua para cada serie. . . . .	106
6.8. Ajuste lineal de la frecuencia del motor en función de la corriente y tensión de continua para cada serie. . . . .	106
6.9. Ajuste por ley de la frecuencia del motor en función de la corriente y la referencia del acelerador, para cada serie. . . . .	108
6.10. Ajuste por ley de la frecuencia del motor en función de la corriente y la referencia del acelerador para cada serie. . . . .	108
6.11. Velocidad del motor en función de la referencia del acelerador para diferentes corrientes (Arriba); y velocidad del motor en función de la corriente continua para diferentes posiciones del acelerador (Abajo). . . .	109
6.12. Espectro de frecuencias de una muestra de las mediciones de tensión de continua. . . . .	111



6.13. Muestra de las mediciones de tensión de continua en función del tiempo.	111
6.14. Modelado temporal simplificado de un ciclo de cuatro tiempos de un motor de combustión <i>Otto</i> .	112
6.15. Espectro de frecuencias de la señal propuesta para la combustión de un ciclo <i>Otto</i> de 4 tiempos.	113
6.16. Tensión de la batería y valor de referencia de velocidad, en función del tiempo para el ensayo de motores eléctricos.	114
6.17. Calibración del porcentaje del ancho del pulso de la onda de salida del regulador de velocidad, en función de la referencia impuesta.	115
6.18. Corriente del motor en función de la tensión en el motor (arriba), corriente de entrada al regulador en función de la tensión en el motor (abajo).	116
6.19. Corriente continua demandada en función de la referencia al regulador, para los 4 motores eléctricos.	117
7.1. Diagrama de interconexión de los diferentes componentes con el control.	120
7.2. Acercamiento de la figura 3.17 en un cambio del acelerador.	121
7.3. Ensayo de la velocidad del motor de combustión en función de una referencia de acelerador escalonada para la identificación del sistema.	122
7.4. Diagrama del uso del modelo no lineal de Hammerstein para la dinámica del motor de combustión.	123
7.5. Respuesta estática de la velocidad ante las referencias del acelerador junto con su ajuste.	124
7.6. Comparación del comportamiento de la identificación del sistema por caja gris, junto con las mediciones del ensayo escalonado.	125
7.7. Diagrama del control realimentado a lazo cerrado simple para el motor de combustión.	126
7.8. Ensayo del control PI simple sobre la planta motriz para diferentes puntos de operación, junto con una ampliación (debajo).	127
7.9. Barrido en frecuencia de la señal de control para el ensayo del control PI simple sobre la planta motriz.	128
7.10. Diagrama del control realimentado a lazo cerrado complejo para el motor de combustión.	129
7.11. Ensayo del control complejo sobre la planta motriz para diferentes puntos de operación, junto con una ampliación (debajo).	130
7.12. Disposición de la aeronave para realizar la identificación en el eje Z.	132
7.13. Mediciones del giróscopo y el modelado del sistema del eje Z, en función del tiempo.	133
7.14. Diagrama de bloques del control propuesto para el eje Z.	134

7.15. Disposición de la aeronave para realizar la identificación en el eje $Y$ . . .	134
7.16. Mediciones del giróscopo y el modelado del sistema del eje $Y$ , en función del tiempo. . . . .	135
7.17. Mediciones del giróscopo y el modelado del sistema en el eje $X$ para un ensayo volando, en función del tiempo. . . . .	136
7.18. Diagrama de bloques del control propuesto para los ejes laterales $X$ e $Y$ . . .	136
7.19. Bachicóptero <sup>TM</sup> escapando hacia la libertad. . . . .	137
 B.1. Diagrama de fuerzas del vehículo bajo el modo de vuelo horizontal. . .	 143
C.1. Especificaciones del motor OS GF-40 . . . . .	145
C.2. Despiece del motor OS GF-40 . . . . .	146
 E.1. Renderizado del primer prototipo basado en lo propuesto inicialmente. . .	 149
E.2. Renderizado del primer prototipo basado en lo propuesto inicialmente. . .	150
 F.1. Mediciones para la identificación del motor mediante señal <i>Chirp</i> . . . .	 151
F.2. Diagrama de Bode para la identificación del motor mediante señal <i>Chirp</i> . .	152

# Capítulo 1

## Introducción

*“With vertical and horizontal flight, speed and efficiency come into the equation”*

— Raymond Gobberg, 2014

### 1.1. Historia de los Vehículos Aéreos No Tripulados

#### 1.1.1. Primera Guerra Mundial

Si bien en la década de los 90s se popularizó el uso de Vehículos Aéreos No Tripulados en el sector militar (de ahora en más: VANTs), su inicio se remonta a la primera guerra mundial, donde el concepto apareció como solución a la inexistencia de misiles teledirigidos [2].

Dada la rudimentaria capacidad tecnológica de aquellos tiempos, los vehículos consistían en aviones biplano que poseían un control a base de giróscopos y eran dirigidos mediante ondas de radio AM, como es el caso del *Kettering Bug*, el *Hewitt-Sperry Automatic Airplane* o el *Queen Bee* (mostrado en la figura 1.1). En ese entonces, sus pruebas resultaron satisfactorias, pero la guerra terminó antes de que pudieran llegarse a fabricar en masa.

En períodos de entreguerras, un emprendedor inglés creó la primera empresa de aeromodelismo para suplir una pequeña demanda de estos vehículos con un uso civil. Sin embargo, esta compañía que a su favor no contaba con competidores en el mercado, por otro lado, no tuvo ventas masivas del producto ya que los costos de fabricación durante la época de la gran depresión eran considerablemente elevados.



**Figura 1.1:** Aeroplano *Queen Bee* controlado a radiocontrol.

### 1.1.2. Segunda Guerra Mundial

Posteriormente, con la llegada de la segunda guerra mundial, esta pionera compañía de aeromodelismo logra adquirir mayor importancia, cuando empieza a abastecer a la milicia de modelos para entrenamiento y disuasión en el campo, siendo más tarde comprada por la empresa Northop.



**Figura 1.2:** Torpedo volador *T2D2* controlado a radiocontrol [1].

Al pasar los años, los prototipos diseñados originalmente durante la primera guerra mundial, evolucionan en torpedos voladores y aviones controlados a radiocontrol como el *T2D2* y el *Culver PQ-8* (ver figura 1.2). Y, en 1941, se innova en algo que hasta

el día de hoy es una de las grandes fortalezas de los VANTs: la instalación de una cámara de televisión a bordo y la transmisión de la señal en vivo. Cabe destacar que este vehículo (llamado *Project Fox*) tenía fines netamente militares ya que se buscaba dirigir con mejor precisión el proyectil hacia el blanco deseado.

### 1.1.3. Posguerra

El tiempo transcurrió y los VANTs continuaron modernizándose en el rubro militar, para su uso como avión señuelo, de combate o de reconocimiento. Al llegar la era nuclear, los aviones militares (como los *Boeing B-17*) son adaptados nuevamente para llevar a cabo tareas de recopilación de muestras en el interior de nubes radiactivas.

Con el fin de la Guerra Fría al caer el muro de Berlín en 1989, a muchas de las tecnologías desarrolladas para los fines militares se les fueron dando nuevos usos en el ámbito civil. Pero es recién a partir de los últimos diez años, - en que la miniaturización de las computadoras y el avance sobre la tecnología de almacenamiento de energía en baterías -, que se generan cambios decisivos en el diseño y funcionalidad de los VATs, y se abre así, un amplio abanico de posibilidades de su uso en lo civil, abarcando desde trabajos de investigación hasta la simple recreación, incentivando al auge de un mercado dedicado a su desarrollo y comercialización.

## 1.2. Mercado Actual

### 1.2.1. Tipos de Vehículos

Si bien en los párrafos precedentes se comentó únicamente la evolución respecto de los VANTs de vuelo horizontal, en la última década también se han popularizado los helicópteros no tripulados de pequeña escala. En este último, se destaca como una de las características más notables, la capacidad de despegue vertical o de sustentación sobre un punto fijo. Pero por otro lado, no debe olvidarse que al igual que en los helicópteros de tamaño real, las dificultades mecánicas que pueden presentarse con su funcionamiento son complejas e involucran el uso de un mecanismo con más componentes. Esto, reduce la confiabilidad del vuelo de la aeronave.

Sin embargo, tal como se mencionó anteriormente respecto de los avances en la última década, el uso de nuevos controladores electrónicos de pequeño tamaño y la mayor capacidad de las baterías, permitieron la construcción y popularización de un nuevo tipo de VANT: los multicópteros (ver figura 1.3).

Estos, a simple vista parecerían tener una forma de despegue y aterrizaje similar a los helicópteros, pero las maniobras para su movimiento varían notablemente. En los helicópteros, el propulsor que genera la sustentación está compuesto por dos



**Figura 1.3:** Persona pilotando un multirrotor eléctrico de 16 motores.

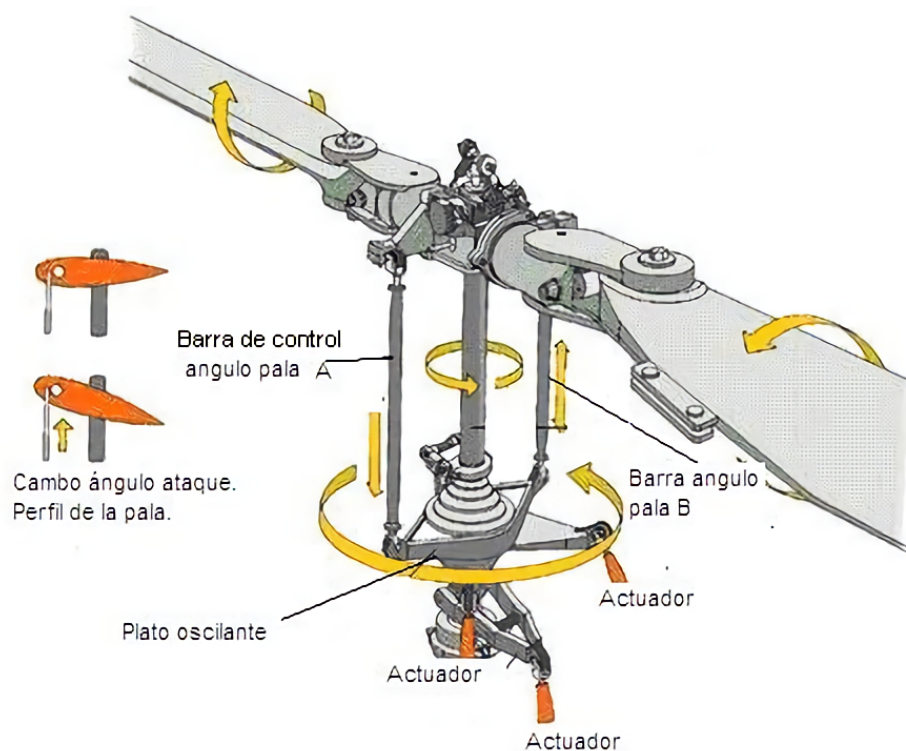
o más aspas, cuya longitud de “paso” (o ángulo de ataque) es variable a lo largo de una revolución. De esta forma, para los despegues, a cada aspa se le impone el mismo paso mediante un plato colector, lo que genera una fuerza estrictamente vertical que conlleva a que ascienda cuando la fuerza de sustentación es mayor al peso.

A su vez, al tener una sola hélice en la mayoría de los casos, la rotación del propulsor genera un momento sobre el eje que, como el helicóptero no está vinculado a ningún objeto, a menos que sea compensando, hará girar la cabina sin control sobre su eje principal. Por lo tanto, para solucionar esto, se utiliza una segunda y menor hélice lo más distante y perpendicular al eje principal, con el fin de generar un momento contrario al mencionado. Así, acelerando o disminuyendo la velocidad de rotación de la hélice secundaria, se controla uno de los ángulos de movimiento.

Habiéndose nivelado el vuelo, importa luego su desplazamiento, para el cual será necesario impartir sobre el aire una fuerza con componente vertical, para que sustente al vehículo, pero a su vez con componente paralela al suelo. La manera de lograrlo es variando el paso del aspa, a medida que gira con un plato oscilante. De esta forma, si se desea realizar un movimiento hacia delante, en aquellos casos donde el aspa se encuentre sobre la parte trasera del helicóptero, deberá aumentarse el ángulo, mientras que si se encuentra en la parte delantera, se lo deberá disminuir. Esto produce que el vehículo se incline hacia delante y la fuerza de la hélice se descomponga en las otras dos, antes mencionadas.

Como puede notarse, la complejidad mecánica de este tipo de vehículos no es trivial (ver figura 1.4), por lo que el grado de confiabilidad que permita tener un vuelo exitoso, dependerá de más sistemas que incluso un avión. Tal es así que por ejemplo, respecto





**Figura 1.4:** Diagrama del mecanismo de plato oscilante y colector en el eje principal de un helicóptero.

de este último, en el caso de que el motor principal se detenga, aún puede planear y continuar su descenso de forma controlada, gracias a que la sustentación provista por las alas.

Aunque los aviones cuentan con esa ventaja ante la ocurrencia de desperfectos, la mayoría no es capaz de realizar vuelos tanto horizontales como verticales al mismo tiempo. Durante décadas se probaron diferentes configuraciones para subsanar este impedimento, pero casi siempre resultaban insatisfactorios porque consistían en una enmienda a un avión diseñado para otras cualidades, como el *Lockheed XFV* y el *Dassault Mirage IIIV*. Por su parte, en los casos donde sí se tuvo éxito, se trataron de diseños específicos para tal propósito, como el *BAE Sea Harrier* y el *Lockheed Martin F-35*, en los cuales a costa de conseguir esta funcionalidad, se perdían otras capacidades como la velocidad punta o incluso, se aumentaba la complejidad mecánica del sistema.

En consecuencia, se abrió un mercado en materia de vehículos de menor tamaño, buscando agilidad, la posibilidad de despegue vertical y un funcionamiento que no requiriese de demasiada complejidad. El resultado fueron los VANTs que se conocen hoy en día: los multicópteros.

Estos vehículos utilizan motores eléctricos trifásicos de un gran índice de potencia/peso, junto con hélices de paso constante y baterías de litio más livianas y de mayor capacidad.

Las ventajas que poseen frente a los helicópteros son que, al distribuir la sustentación entre varios motores, en caso de accidente se puede tener un control reducido del vehículo que no me provoque una caída abrupta. Por otro lado, al tener hélices de paso constante, las maniobras de movimiento se basan en la diferencias de fuerzas y momentos que cada motor genera sobre el vehículo, y no el cambio de empuje producto de la variación en el ángulo de las aspas, propio de los helicópteros. Por esta razón, estos vehículos son más simples y aumentan la confiabilidad de vuelo y la robustez.

### 1.2.2. Motorizaciones Disponibles

Desde la creación de la empresa de aeromodelismo en el período de entreguerras, los aviones de pequeña envergadura estuvieron propulsados por motores de combustión interna de no más de 6 HP de potencia, los cuales, al ser livianos y al no tener el peso del tripulante, eran más que suficientes para lograr vuelos satisfactorios. Dichos motores se continuaron fabricando y desarrollando en función de las nuevas tecnologías. Esto posibilitó aumentar la potencia al mismo tiempo que se aligeraban los componentes, dejando la posibilidad a una mayor carga de vuelo.

Estos tipos de motores son muy diversos y tienen diferentes configuraciones tanto de cilindros como de cilindrada. Por ejemplo, hay motores de configuración en línea, boxer, radial o monocilíndrico, y la elección de uno por sobre el otro, dependerá principalmente de las limitantes de lo que construya. Si éste debe ser compacto, es probable que se utilice un motor radial; por el contrario, si se deseara reducir significativamente las vibraciones causadas por su funcionamiento, probablemente se utilice una configuración boxer, que cancela la vibración producida por un cilindro con su opuesto.

Otra clasificación es según la eficiencia o tipo de combustible que use. Para vehículos pequeños, donde se maximiza la reducción del peso y la potencia que se genera, sin importar tanto la eficiencia, se utilizan motores a base de mezcla de nitrometano de dos tiempos, donde la ignición de la mezcla se produce por una bujía resistiva de punto caliente y no por una bujía tradicional de chispa. Con esta configuración, se aumenta la potencia al tener una explosión en cada vuelta y se disminuye el peso al no tener un encendido más complejo.

Por oposición a lo anterior, es decir, que se busca obtener una buena eficiencia en un vehículo de mayor porte, lo recomendable es utilizar un motor de cuatro tiempos a base de nafta con un encendido de bujía tradicional. Estos motores suelen tener una menor velocidad de giro, una cilindrada más grande pero un torque más elevado. Sin embargo, la desventaja resulta en un menor cociente de potencia/peso.

Otra categoría de motores popularmente utilizados en el aeromodelismo son los motores *Brushless*. Estos motores aparecieron a partir de los años 60 s cuando se comenzó a implementar un control electrónico con conmutación de bobinas. Cabe aclararse que



por ese entonces, no se pensaba su uso aplicado a aeronaves pero recientemente - en las últimas dos décadas - al abaratarse los costos de la electrónica que alimenta a las bobinas, se popularizaron en el ámbito aeromodelista.

Entre sus beneficios, se destaca que no hacen uso de combustibles fósiles o aceites, por lo que no emiten gases nocivos para el ambiente, sino que utilizan energía almacenada normalmente en baterías de litio de alta capacidad, cuyo peso es razonablemente bajo para vuelos cortos. Por otro lado y al ser un motor eléctrico, visto desde el punto de vista del control, éste se comporta como una planta lineal sin perturbaciones en la velocidad, lo cual permite utilizarlo como una buena acción de control una vez que esté en funcionamiento. También, al no tener la complejidad mecánica de un motor de combustión, por lo general, la confiabilidad suele ser alta y por otro lado, la totalidad del peso de este tipo de motores es menor a su equivalente de combustión para un mismo empuje total.

En resumen, existe una amplia variedad de motores, cada uno con sus ventajas y desventajas estrechamente vinculadas al tipo de funcionamiento, y la utilización de uno u otro dependerá de los objetivos que se planteen y las limitantes del diseño.

### 1.3. Principales Usos

Con el transcurrir de las décadas, se ha visto como algo que inicialmente surge motivado por fines recreativos luego pasa a ser incorporado como otra herramienta más en las estrategias militares. Así, estos vehículos han ido variando sus aplicaciones a lo largo de la historia e indudablemente lo continuarán haciendo a medida que un nuevo interés o necesidad surja y el mercado se proponga satisfacerla.

En los últimos años, entre alguno de sus usos más específicos, se destaca la vigilancia de límites fronterizos, la inspección de oleoductos, o terrenos sobre los cuales luego construir, la medición de variables en una zona no accesible por el hombre sin poner su vida en riesgo (como en ambientes radioactivos), la prevención y combate de incendios forestales, la búsqueda de personas perdidas, la filmación de películas o de eventos deportivos, y más recientemente, el envío de mercadería vía aérea.

En definitiva, es posible afirmar que existe un sinfín de funcionalidades llevadas a cabo con los VANTs, satisfaciendo necesidades de distinta índole, y cuyo desarrollo, se corresponde hoy en día, con un mercado en auge por su flexibilidad en el desempeño de diversas tareas. Además, el uso de este tipo de vehículos provee un menor costo económico que su equivalente de tamaño real con tripulante, y aumenta la capacidad relativa de carga útil al no tener que proveer servicios secundarios a la tripulación, como podría ser una cabina presurizada o instrumental de control de vuelo.

### 1.3.1. Modelos Destacados

Del ámbito militar, el vehículo más conocido y el cual ha impulsado los VANTs en las últimas dos décadas, es el *General Atomics MQ-1*, un avión de 15 m de envergadura construido en 1995 (ver figura 1.5). Numerosos países son los que lo utilizan con fines de vigilancia y defensa, teniendo capacidades de sensado, radar, comunicación vía satélite y carga. Este, si bien cuenta con variados atributos a favor, al poseer una configuración de avión, una falencia que presenta es la imposibilidad de situarse sobre un sitio para una mayor inspección del terreno.



**Figura 1.5:** VANT militar *General Atomics MQ-1*.

Antiguamente en el cine, se utilizaban exclusivamente a los helicópteros para las tomas aéreas. Sin embargo, como podrá imaginarse, estas tomas resultaban demasiado costosas y además, presentaban ciertos impedimentos de posicionamiento debido al tamaño de la aeronave. Así, para satisfacer esta demanda, la empresa DJI comienza a desarrollar multicopteros eléctricos con soportes para cámaras de video o de fotografía (ver figura 1.6), los cuales se volvieron muy populares tanto para la industria del cine como para la de deporte.

El costo de estos aparatos suele ser significativamente superior al promedio de multicopteros pero permite la inspección de un sitio puntual sumado a su característico tipo de despegue vertical. Al poseer como fuente de alimentación a las baterías, su tiempo de vuelo suele ser reducido, variando desde los 10 a un par de decenas de minutos, lo que genera un alcance escaso.

Otro ejemplo que se destaca en el empleo de este tipo de vehículos, es el de *Amazon*, compañía distribuidora de libros y productos, que recientemente ha desarrollado un vehículo no tripulado exclusivamente para la distribución de sus productos a la



**Figura 1.6:** VANT de fotografía *DJI Inspire*.

población en ciudades grandes. El proyecto se llama *Prime Air* y el vehículo es el que se muestra en la figura 1.7.

Entre sus características, puede desplazarse a una distancia máxima de 16 Km, con una velocidad que no supera los 50 Km/h [3], y puede transportar un objeto de hasta 2,3 Kg, peso que se corresponde a gran parte de las ventas que realiza. De esta forma, se abaratan los costos de envío. Pero si bien el alcance que posee no es despreciable, si se necesitara realizar un recorrido mayor al radio promedio de una ciudad, sería necesario un recambio de baterías a mitad de camino, lo cual no lo haría práctico.

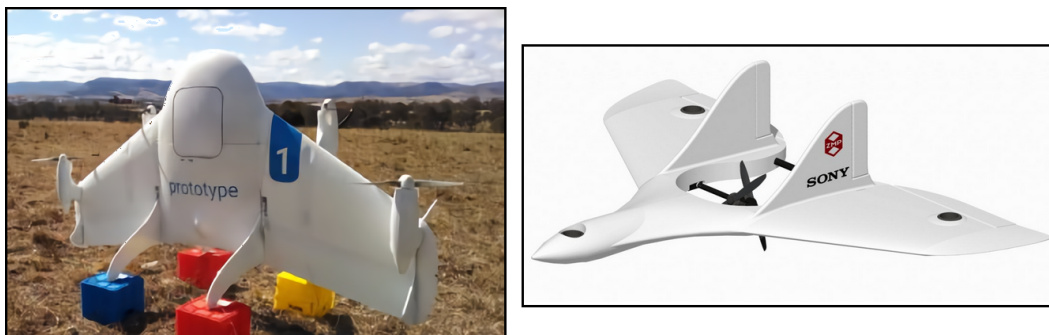


**Figura 1.7:** VANT de carga *Amazon Prime Air*.

De estas dos últimas aeronaves, se destaca que si bien los multicopteros son capaces de un despegue vertical y la inspección puntual, la geometría y dinámica no permiten que las velocidades sean semejantes a la de los aviones, y por ende, puedan desplazarse

grandes distancias. He de aquí que al momento de escribir este trabajo, tanto *Google* como *Sony* se propusieron a desarrollar un vehículo que pueda despegar verticalmente pero que, una vez en el aire, pueda volar como un avión, lo cual resultaría en distancias más largas de vuelo.

Los vehículos que desarrollaron, se llaman *Google Project Wing* y *Sony Aerosense* (ver figura 1.8).



**Figura 1.8:** *Google Project Wing* (a la izquierda) y *Sony Aerosense* (a la derecha).

El proyecto de *Google* se basó en un avión de ala delta cuya disposición de sus 4 motores eléctricos son fijos. Éstos, se encuentran de a pares desplazados del plano del ala para que puedan generar un torque sobre la envergadura. Así, una vez que está en el aire, se genera un momento al acelerar un par de ellos y disminuir el otro, haciendo que gradualmente el ala comience a sustentarse.

Por el otro lado, *Sony* utilizó el modelo de ala delta pero variando la configuración de sus motores. El vehículo utiliza dos motores eléctricos contrapuestos en el centro de la aeronave, sobre un eje pivotante, y otros tres más chicos para controlarlo al estar suspendido. Los principales se utilizan en contraposición para eliminar el momento que genera cada uno por separado. Al estar en el aire, el eje que los sostiene gira para pasar el plano de las hélices de modo horizontal a vertical, haciendo que el ala genere sustentación y vuele como avión.

Ambas soluciones son muy elegantes al problema pero, sin embargo, están atadas a la capacidad de la batería para realizar el vuelo. En el segundo caso, el prototipo tiene un peso cercano a los 7 Kg, lo que hace que le quede un rango muy fino de potencia para el despegue con esa configuración de motores. Además, el peso de las baterías equivale a un tercio del total y éstas podrían suministrar energía por alrededor de 20 minutos a la mitad de la potencia (según cálculos estimados).

## 1.4. Propósito del Proyecto

Para este trabajo, se buscó realizar un VANT que pueda desempeñar tareas de inspección en sitios con restringida movilidad, pero que a su vez, pueda alcanzar mayores distancias que los multicopteros convencionales. Con dicho objetivo, la utilización de aviones se vería imposibilitada ante la escasa maniobrabilidad fuera de lugares abiertos. Sin embargo, la necesidad de un mayor rango de vuelo también descartaría la opción de los helicópteros convencionales.

Para ello, se debió combinar ciertas características de los vehículos antes descritos con el fin de obtener las ventajas deseadas.



# Capítulo 2

## Diseño Conceptual

*“Thought is the only concept that creates the unknown; you have everything you need to know in this moment”*

— Matthew Donnelly

Desde una primera aproximación, puede decirse que el funcionamiento de los VANTs se asemeja al de las aeronaves tradicionales como los aviones o helicópteros: las mismas leyes de la física generan la sustentación de cualquiera de las variantes de las aeronaves, pero a diferencia de éstas, los VANTs brindan muchos beneficios que en modelos tripulados no se pueden obtener. Algunos de ellos son la reducción de los costos por tener menos consumo de recursos que uno tripulado, la eliminación de la cabina con todos sus sistemas secundarios (incluyendo los de habitabilidad como la presión o temperatura) o la pérdida netamente material en caso de colisión sin poner en riesgo la vida del tripulante.

Como se comentó en la sección 1.2, cada tipo de vehículo aéreo posee ciertas cualidades que lo podrán dotar o no de utilidad para llevar a cabo determinados proyectos. En el caso de los aviones, como ya se ha mencionado en reiteradas ocasiones, si bien éstos pueden recorrer grandes distancias al ser aerodinámicos y alcanzar altas velocidades, por otro lado, no pueden detenerse en el aire en un determinado lugar para realizar una inspección, a diferencia de los helicópteros que sí pueden.

Respecto de los VANTs de aeromodelismo, se reconoce que también existen diferentes alternativas para la fuente de propulsión, con las ventajas y desventajas que cada una de ellas pueda llegar a presentar.

Es a partir de estas premisas que se buscó diseñar una solución al problema planteado en este trabajo: un prototipo de VANT que permita desarrollar vuelos de mayor alcance que los disponibles en el mercado y que a su vez pueda realizar despegues verticales y sustentarse en un sitio para inspección, combinando componentes y características de los vehículos conocidos.

En este capítulo se detalla la solución propuesta.

## 2.1. Propuesta del Proyecto

El diseño conceptual se centró en tres aspectos claves: el tipo del vehículo base, las optimizaciones para aumentar el rango y la motorización o fuente de propulsión. En cada una de ellas, las ventajas y desventajas de las alternativas, fueron tomadas en cuenta con miras de poder cumplir el objetivo propuesto. A continuación se describe la lógica de la propuesta.

### 2.1.1. Tipo de Vehículo base

Si la necesidad fuera exclusivamente obtener un mayor rango de vuelo, la solución podría tratarse simplemente de un avión no tripulado, ya que estos al ser más aerodinámicos y desarrollar una mayor velocidad, la distancia que pueden recorrer en un mismo lapso de tiempo de vuelo es mayor. Sin embargo, esto imposibilita la realización de vuelos de inspección en un sitio puntual, junto con el despegue vertical que tienen los helicópteros, sin complejizar la mecánica.

Por otro lado, si se sacrificara parte del rango para poder realizar los vuelos de inspección, un helicóptero cumpliría con la meta. Por lo comentado en la sección 1.2, el funcionamiento de los helicópteros acarrea una mayor complejidad mecánica entorno al rotor principal, lo cual es indeseable en un VANT que busque ser robusto.

Por estas razones, y por el principio de *KISS* o de simplicidad [4], se optó por utilizar como base a los multicópteros, los cuales debido a su sencillez de funcionamiento y a la diversificación de las fuerzas de sustentación, ante una falla, existiría la posibilidad de tener igualmente cierto grado de control.

### 2.1.2. Selección de Motorización

El problema que tienen los multicópteros para cumplir con el objetivo, es el escaso tiempo de vuelo que una fuente eléctrica puede brindar. Además, dado a que estos vehículos poseen un mayor coeficiente aerodinámico en comparación con los aviones, la distancia que pueden recorrer es relativamente baja.

Por lo tanto, para aumentar el tiempo de vuelo, se propuso el diseño de un híbrido. El vehículo base se focalizó en un cuatricóptero, que se corresponde con el multicóptero más sencillo que se puede construir desde el punto de vista mecánico y geométrico. Los motores eléctricos, al tener una gran versatilidad, cumplen la función de control, modificando los ángulos de rotación de la estructura respecto al suelo, lo que genera las traslaciones o las rotaciones del mismo. Sin embargo, en el diseño propuesto, estos motores no ejercerían la fuerza de sustentación necesaria para elevar el VANT, sino que un quinto motor de combustión interna, ejercería la sustentación mayoritaria para elevarlo.



En la actualidad, la motorización eléctrica está creciendo fuertemente en torno a los autos híbridos como el *Toyota Prius*, o totalmente eléctricos como los provenientes de *Tesla Motors*. Si bien un diseño exclusivamente eléctrico brinda como ventajas el cuidado del medio ambiente, una recarga más sencilla y un sistema mecánico más simple, al no existir la reacción química involucrada en la propulsión, las capacidades que las baterías brindan en función de su peso, aún no están al nivel del de los combustibles fósiles, obteniendo que la capacidad energética de la Nafta común, es hasta 23,5 veces más, en comparación con lo que ofrecen las baterías de litio que usan los autos eléctricos hoy en día (ver apéndice A).

Debe reconocerse, sin embargo, que el uso de combustible fósil significa un aumento del peso relativo en los componentes, ya que el motor de combustión suele ser más pesado que su equivalente eléctrico, pero incluso así, la ganancia neta en energía almacenada junto con la disminución del peso al remover las baterías, llegando a los 2 Kg para 10 Ah, arroja de todas formas, un balance positivo para esta situación.

Retomando el esquema de propulsión del VANT, al optar por la combinación de los dos tipos de motores se da lugar a dos posibles opciones: independizar las fuentes de cada sistema o combinarlas. Si bien los motores eléctricos se dimensionarían para desempeñar una pequeña parte de la potencia total, independizar su fuente de alimentación no solo resultaría en un aumento del peso dado por las baterías, sino que al momento de realizar una recarga de recursos, el vehículo se debería abastecer con 2 de ellos, lo que lo haría poco práctico. En cambio, si la energía fuese generada por el motor de combustión, el vehículo estaría impulsado directa e indirectamente sólo con combustible fósil.

Para solucionar el momento no compensado del motor principal, se pensó en utilizar una transmisión mecánica desde el motor hacia dos hélices en contra rotación para que la suma de ambos sea nula. Dado a que la transmisión repercutiría en un mayor peso del vehículo, por ser ejes metálicos, codos de engranajes y una estructura más robusta, nuevamente se aplicó el principio de simplicidad [4] y se buscó una solución alterna más sencilla. La misma es comentada en la sección 5.6.

### 2.1.3. Optimización del Rango

Con lo antes descripto, se tiene un diseño de multicoptero que, en teoría, podría desarrollar un tiempo de vuelo más elevado que los tradicionales eléctricos. Sin embargo, el objetivo central es también el aumento del rango del vehículo. Esto se puede lograr reduciendo la carga aerodinámica al avance para alcanzar mayores velocidades de vuelo.

La solución propuesta fue la de implementar en el VANT un vuelo combinado. Así, a la aeronave se le incorporarían perfiles alares alrededor del esqueleto para que, una vez en vuelo, se rote el VANT con el sistema de control hasta que el rotor principal

disminuya el ángulo con el plano del suelo, y estos mismos perfiles funcionen como alas, de forma tal que permitan una sustentación generada con ellos. Al aumentar la velocidad además, se obtiene como beneficio la disminución del consumo de combustible, ya que al tener una velocidad de entrada del aire no nula, el motor principal funcionaría más holgadamente a mayores revoluciones, siendo en estos puntos de operación donde se suele encontrar el torque máximo para este tipo de motores.



**Figura 2.1:** Prototipo Bachicopter para el desarrollo de mayores distancias de vuelo.

En la figura 2.1 se observa un render de los rasgos generales que tendría el vehículo propuesto. Esta aeronave se comporta como un cuadricóptero al estar volando con el rotor principal perpendicular al suelo, mientras que actuaría como triplano al inclinarse y volar como avión.

## 2.2. Requerimientos

Teniendo una noción de la geometría y distribución de los motores, y por lo observado en la sección 1.2 respecto del mercado, se plantearon objetivos que deberían ser concretados por el vehículo final una vez construido. Estos mismos, sin embargo, escapan al alcance de lo pretendido en el presente trabajo, cuya finalidad es determinar con un primer prototipo, la viabilidad de este sistema híbrido de motores para sustentarlo y controlarlo en pleno vuelo.

Los requerimientos propuestos apuntaban a tener un tiempo de vuelo cercano a los 60 minutos y que al volar como un avión, el VANT pudiera realizar un viaje de hasta 50 Km.

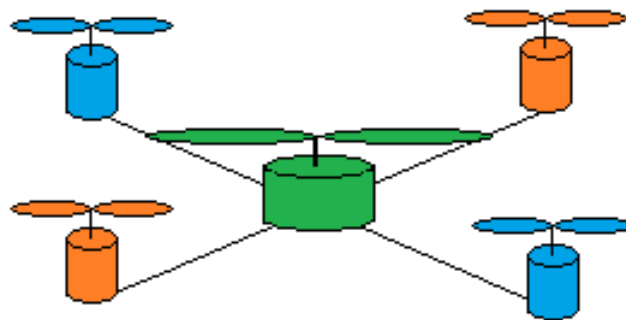
Dado que la geometría básica en la cual se basó, correspondiente a la de un cuadricóptero, se trató de establecer parámetros en cuanto a la potencia o a la fuerza que se debería desarrollar por parte de los motores. En base a esto y haciendo una estimación sobre la suma del peso promedio de las partes más relevantes, se calculó que el peso del vehículo final debería rondar los 4 Kg. Por regla de diseño [5], se debe tener el doble del peso en empuje disponible para que el vehículo tenga margen para desarrollar los movimientos de vuelo. De esta forma, el motor principal debería generar un empuje de alrededor de 8 Kg.

Comparando estos datos con otras aeronaves, se observa que el vehículo tendría unas dimensiones relativamente grandes respecto a los VANT que se consiguen en el mercado.

## 2.3. Funcionamiento

### 2.3.1. Modelado Parte Externa

Al poseer el vehículo una configuración de cuadricóptero junto con un motor de combustión en el centro geométrico, la distribución de los motores se asemeja a lo mostrado en el esquema de la figura 2.2.



**Figura 2.2:** Esquema geométrico de motorización del prototipo de VANT.

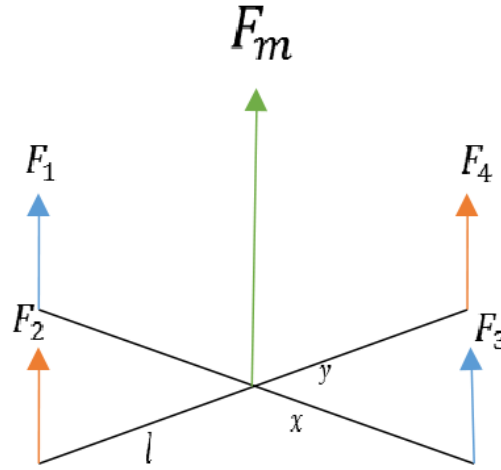
Se observa que sobre el cruce de diagonales de los motores eléctricos, se ubica el motor principal de combustión justamente para que el mismo se encuentre en lo posible, en el centro de masa del vehículo.

En lo referente al modo en que el VANT logra trasladarse, no se ha tomado en cuenta el momento que el motor de combustión genera sobre el eje al estar funcionando, ni tampoco el efecto de las alas ya que será un tema trabajado más oportunamente en una etapa posterior del diseño.

En la figura 2.2 se utiliza el color de los motores para indicar el sentido de rotación. Como puede verse, los motores enfrentados poseen el mismo sentido de giro, ya que

para compensar los momentos de los motores eléctricos en un cuadricóptero, uno debe girar en un sentido y su adyacente, en el otro. Esto da lugar a que la suma de momentos en una situación puramente de sustentación, con los 4 motores funcionando a la misma velocidad, sea nula.

Con estas simplificaciones, se prosigue a describir el funcionamiento. En la figura 2.3 se muestran las fuerzas asociadas a cada motor.



**Figura 2.3:** Esquema de fuerzas de la simplificación del prototipo de VANT.

Para la primer situación de vuelo, el despegue o la sustentación estática, se plantearon las ecuaciones de *Newton* en la dirección del rotor principal. En este caso se tiene que

$$\sum F_z = m \ddot{z} = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 + F_m - mg \quad (2.1)$$

donde  $F_i$  son las fuerzas asociadas a los motores electricos,  $F_m$  es la asociada al motor de combustión y  $m$  es la masa del vehículo.

Para que la aeronave se eleve, la suma de fuerzas de los motores eléctricos junto con la del motor de combustión tienen que superar al peso del mismo.

Por su diseño y por lo comentado en la sección 2.1, los motores eléctricos conformarían el sistema de control, que conllevaría a realizar pequeños ajustes de velocidad en cada uno de ellos, con el fin de mantener una posición estable o realizar alguna maniobra con el vehículo. Esto es necesario ya que este tipo de aeronaves no es estable de por sí.

Como el empuje dado por los motores eléctricos sería significativamente menor al del motor de combustión  $F_m$ , la potencia que se desarrollaría por todos los motores eléctricos se fijó a menos del 20 % de la potencia total del vehículo en base a la poten-

cia de los motores eléctricos promedio que se utilizan para el control de un vehículo medianamente grande.

Para realizar los movimientos de traslación, al igual que en los helicópteros, es necesario inclinar la fuerza de sustentación o en este caso, la estructura, por ser un sistema rígido. Las inclinaciones en cada eje pueden describirse analizando los torques que se generan con todos los motores. Suponiendo que el motor de combustión se posiciona justo sobre el centro de masa, la fuerza desarrollada por éste no generaría momento alguno respecto a los ejes  $x$  e  $y$  por tener un brazo de acción nulo (ver figura 2.3). Con esta simplificación, las ecuaciones dinámicas resultan

$$\sum \tau_x = F(F_4 - F_2) \cdot l = J_x \dot{\omega}_x$$

$$\sum \tau_y = (F_1 - F_3) \cdot l = J_y \dot{\omega}_y$$

$$\sum \tau_z = \tau_1 + \tau_3 - \tau_2 - \tau_4 + \tau_m - \tau_c = J_z \dot{\omega}_z$$

donde  $J_i$  es el momento de inercia del vehículo respecto al eje  $i$ ,  $\omega_i$  es la velocidad angular respecto al eje  $i$  y  $\tau_i$  son los torques generados por cada motor teniendo en cuenta el sentido de giro de cada uno (los eléctricos, numerados y  $\tau_m$ , el motor de combustión).

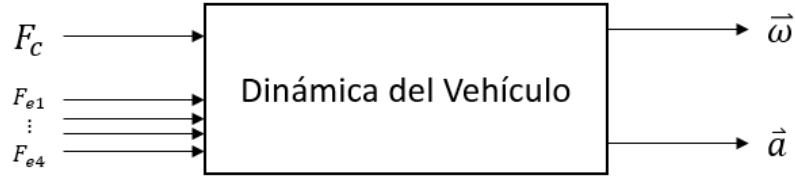
Debido a que los momentos de los motores eléctricos en el eje vertical son de ajuste fino, la suma de su variación no podría compensar el momento generado por el motor principal. Para ello, se necesitaría de un torque de compensación  $\tau_c$  contrario al del motor principal en su punto nominal, para que luego sea posible modificar la posición angular del vehículo al realizar la variación en los motores eléctricos.

Las rotaciones que generarían la traslación paralela al suelo, se logran mediante las fuerzas de los motores eléctricos que no se encuentran en el eje de rotación. Dichas fuerzas proporcionarían un momento al ser multiplicadas por el brazo de palanca  $l$ . Así, cuando ambos motores provean la misma fuerza, la resultante de momentos será nula y el vehículo quedará nivelado respecto de ese eje.

Si se incrementa, por ejemplo, el empuje en el cuarto motor y se disminuye o mantiene fijo el del segundo motor, se produciría una diferencia en momentos positiva, que rotaría la estructura en el sentido de las  $+x$ . Caso contrario, es decir, donde el segundo motor es el predominante, la rotación se realizaría hacia las  $-x$ . Análogamente para el eje  $y$ , ocurriría lo mismo con el par de motores 1 y 3.

Resumiendo lo hasta ahora desarrollado, se puede plantear que, provistas las fuerzas, la dinámica del vehículo estará dada por las características geométricas y de inercia que, a priori, no habría por qué conocerlas. De esta forma, las fuerzas que se generen,

darán como resultado una aceleración espacial y angular tal como se muestra en el esquema de la figura 2.4.

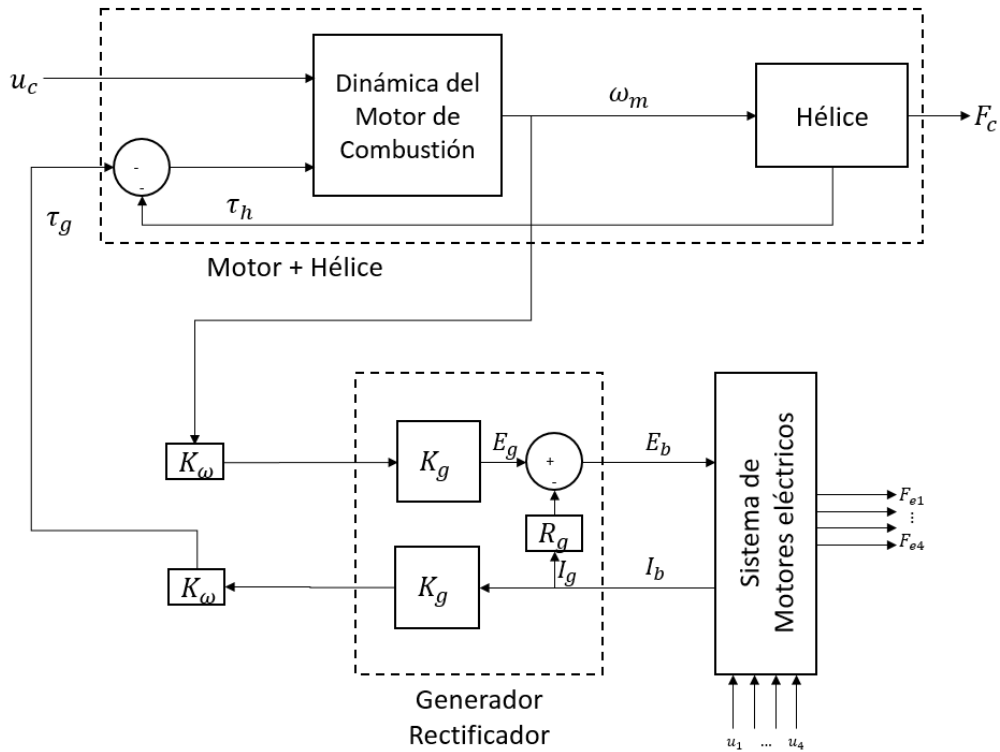


**Figura 2.4:** Simplificación de la dinámica del vehículo en función de las fuerzas generadas.

Dado que el detalle de diseño y la prueba del vuelo horizontal escapó a la extensión de este primer trabajo, en el apéndice B se describe el funcionamiento y la interacción de las fuerzas básicas para dicho modo de vuelo.

### 2.3.2. Modelado de la Propulsión

El vehículo descrito en la sección 2.1, se pensó para que la energía utilizada en los motores eléctricos, provenga de una conversión de la potencia del motor de combustión a electricidad sin el uso de un acumulador.



**Figura 2.5:** Esquema del funcionamiento del sistema de propulsión híbrido.

Esto, define el diseño de un sistema híbrido que provee al vehículo con las 5 fuerzas

de los motores. En la figura 2.5 se observa un esquema de interacción entre las partes del sistema de propulsión.

La potencia generada proviene del motor de combustión que, por una reacción química, transforma la energía almacenada en el combustible, en energía mecánica y calor. El motor que gira a una velocidad  $\omega_m$ , tiene acoplada una hélice de cierta geometría, la cual produce la fuerza  $F_m$  que da la sustentación mayoritaria.

El comando de la velocidad del motor es mediante un actuador con señal de control  $u_c$ , ubicado sobre la mariposa de admisión del carburador. Ésta, por su parte, regula el flujo de aire y combustible a la cámara de combustión, variando la potencia.

Respecto de los motores eléctricos, a pesar de que no son capaces de generar un empuje comparable al peso del vehículo, la corriente promedio que estos utilizan no es menor. Por otro lado, al no tener un acumulador de energía, como una batería, la forma de generación propuesta debe poder suplir holgadamente a los motores eléctricos en sus puntos de operación más solicitados. Así, el generador considerado para dicho fin se corresponde con otro motor *Brushless*, de mayor tamaño y potencia que los de control, que al ser rotado por el motor de combustión con cierta multiplicación de velocidad  $K_\omega$ , genera esa electricidad necesaria.

Un problema que surge de utilizar este tipo de motores como generador es que, al tener un bobinado trifásico, las tensiones de salidas son trifásicas. Como los reguladores de velocidad de los motores eléctricos de control se alimentan de una tensión continua, es necesaria una rectificación de esta salida para su posterior uso.

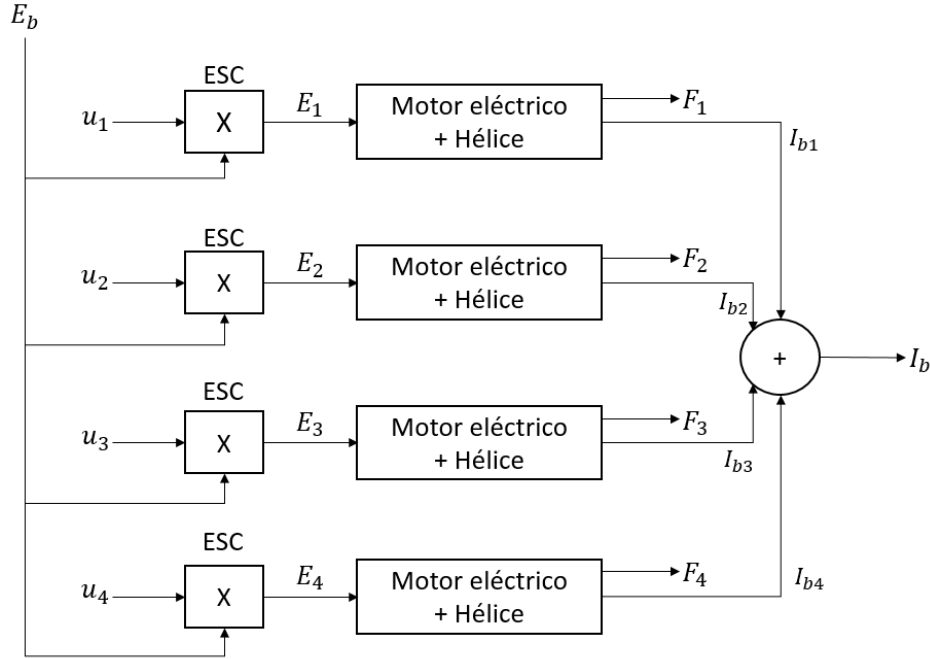
En la figura 2.5, se acopla el comportamiento del generador junto con el del rectificador de conmutación electrónica y la inercia del generador al motor de combustión. Con esto, se obtiene un modelo simplificado de generador/rectificador donde el resultado es que, dada una velocidad angular de entrada al sistema, se obtiene una tensión de línea  $E_b$  proporcional a la rotación del motor de combustión, y una corriente de línea  $I_b$  sobre los motores eléctricos de control.

Pensado desde el motor de combustión, la generación de electricidad produce sobre el eje del generador un torque que, al pasar por la transmisión mecánica, termina recayendo sobre el eje del motor de combustión. Este torque, sumado al torque producido por la hélice principal, resulta en el momento total que el motor de combustión está generando.

Como es sabido, la curva de torque en función de la velocidad angular de un motor de combustión, depende de muchos factores como la geometría de la cámara, el tipo de encendido, el suministro de combustible, y más. Por esto, para que todas las partes funcionen armónicamente, se debe tomar en cuenta el punto nominal de operación, la corriente continua necesaria, la tensión  $E_b$ , el empuje necesario de la hélice principal y las características propias del generador.

En lo que hace al sistema de motores eléctricos, éste podría desglosarse en: los

reguladores de velocidad, que son los encargados de transformar la tensión continua en una trifásica proporcional a la referencia, y los motores eléctricos. En el esquema 2.6 se observa el conexionado.



**Figura 2.6:** Esquema del funcionamiento del sistema de motores eléctricos.

El variador de velocidad, o *ESC*, utiliza la tensión de línea  $E_b$  y dependiendo de la señal de control  $u_i$  respectiva, otorgará sobre el motor eléctrico una tensión  $E_i$  proporcional a la referencia. A su vez, dado que en el extremo del eje se cuenta con una hélice, una variación en la señal de control generaría una variación proporcional en la fuerza de salida. Consecuentemente, para producir dicha fuerza  $F_i$ , se utiliza una corriente  $I_{b\ i}$  en donde, al sumar las corrientes individuales, se obtiene la corriente de línea  $I_b$  del esquema anterior.

En base a ensayos previos con este tipo de motores, se considera que un modelado satisfactorio es el de suponer el comportamiento de cada motor como lineal y de primer orden de la fuerza en función de la tensión  $E_i$ , permitiendo trabajar en control con dicha tensión para obtener la fuerza deseada.

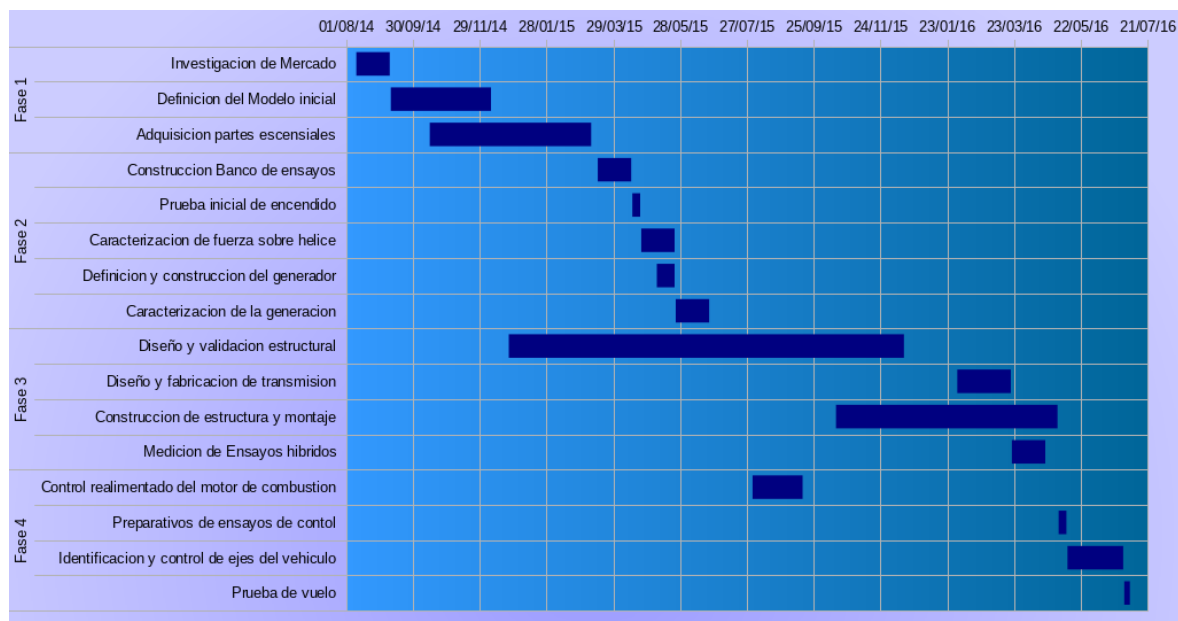
## 2.4. Cronología del Proyecto

El trabajo propuesto consta de una complejidad notable. Es por ello, que se vio la necesidad de definir las distintas metas que hacen a la resolución de problemática planteada, con el fin establecer así, las líneas de acción. Esto además, posibilitó emplear los recursos disponibles en tareas concretas y realizables en lapsos de tiempo acotados,



aumentando la eficiencia y encontrando menores problemas en la marcha.

En la figura 2.7 se observa el diagrama de *Gantt* con las tareas principales del proyecto.



**Figura 2.7:** Diagrama de Gantt sobre la cronología de las etapas del proyecto.

Podrá notarse que si bien la línea de trabajo está más identificada con un orden secuencial, varias de las tareas se han paralelizado para mantener el tiempo troncal del proyecto al mínimo, teniendo en cuenta que éste es acotado.

Una vez que se realizó el estudio de los vehículos del mercado, y un primer boceto general de cómo operaría el VANT, se procedió a realizar la compra de las partes más esenciales, como el motor de combustión, según los requisitos impuestos. Mientras tanto, se realizó un desarrollo más avanzado del diseño general.

Al ser muy ambicioso el proyecto y al contar con etapas diferenciadas entre sí, se separó el proyecto en tres tramos. Por un lado, se comenzaría con el estudio de la propulsión híbrida con el fin de contar con los resultados de potencia real otorgada en el resto del proyecto. En esta etapa, se buscarían las características dinámicas y estáticas del motor, generador, rectificador y el punto nominal de operación.

Estos datos, permitirían una segunda etapa centrada en el diseño mecánico, estructural, la forma de vuelo y la construcción final del mismo. Se tomaría en cuenta la compatibilidad entre las partes del sistema de propulsión, el peso estimado a sustentar, las diferentes maneras de implementar el vehículo y las optimizaciones del diseño.

Una vez construida la propulsión completa, se realizarían mediciones de generación eléctrica, viendo la compatibilidad y los límites del equipo completo, algo que antes sólo se habría visto individualmente en cada componente.

Dado que un vehículo descrito como el anterior de por sí, presenta inestabilidades en su funcionamiento y una extrema complejidad para operar los controles manualmente en directo (sin intervención de un sistema de control), para finalizar, y una vez armado físicamente el vehículo, se procedería a realizar una identificación y posterior control sobre todos sus ejes para poder estabilizarlo y concluir en un vuelo exitoso.

## Capítulo 3

# Desarrollo de la Propulsión

*“Enthusiasm is the electric current that keeps the engine of life going at top speed. Enthusiasm is the very propeller of progress.”*

— B. C. Forbes

Para los primeros ensayos que se realizaron, se debió investigar e idear metodologías de medición sobre las diferentes partes del vehículo. A continuación se detalla una breve introducción teórica sobre las mismas.

### 3.1. Marco Teórico

#### 3.1.1. Propulsores

Una de las formas de propulsión aérea actualmente utilizada, mayormente en vehículos de menor porte, mediante el uso de hélices de geometría constante. Estos propulsores, son dispositivos que consisten en la unión de perfiles alares que describen un movimiento rotatorio respecto a un eje de rotación y que generan una fuerza de propulsión al desplazar el fluido circundante, de acuerdo a la segunda y tercera ley de *Newton*.

Hay diversas maneras de explicar este resultado, entre las cuales, está la del elemento alar diferencial, que descompone las fuerzas en una sección diferencial del perfil del alabe de la hélice, para luego obtener una fuerza de empuje y conocer los coeficientes de “*Lift*” y “*Drag*” del perfil; y la de *Rankine - Froude*.

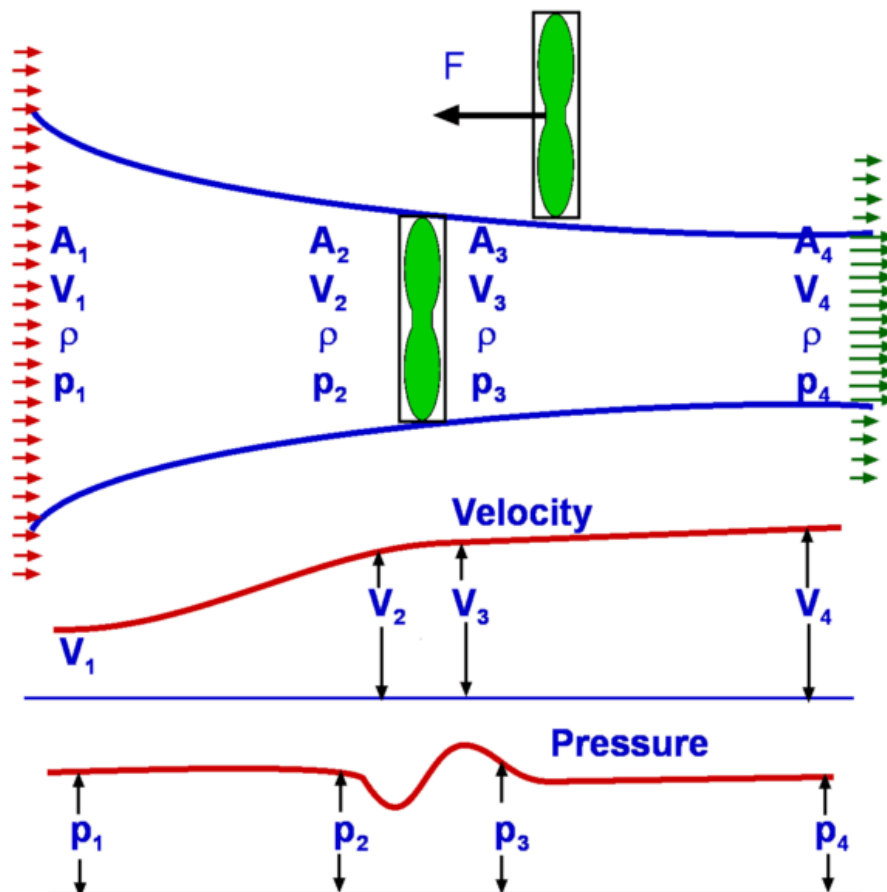
#### Modelo de *Rankine - Froude*

En este modelo, la hélice se idealiza con un disco “actuador” de espesor “nulo” y de diámetro idéntico al de la propia hélice. El flujo de aire que eventualmente va a

incidir sobre el disco, experimenta un cambio de presión que produce una diferencia en la velocidad de una línea de corriente que lo atraviesa.

Esto genera una fuerza, por el cambio en la cantidad de movimiento del fluido, que puede calcularse con la ecuación de *Bernoulli*. Para ello, se considera que el fluido es ideal, sin viscosidad e incompresible, y se toman cuatro momentos de una línea de corriente (como se observa en la figura 3.1):

- antes de llegar a la hélice a la lejanía,
- justo al llegar a la hélice pero sin pasar por ella,
- justo después de pasar y,
- después de pasar pero a la lejanía.



**Figura 3.1:** Diagrama de los puntos en una línea de flujo que pasa por una hélice.

El primer y último punto se toman para poder aproximar la presión de esa línea de corriente como la atmosférica (ya que se estabilizó esa línea con el medio). Las ecuaciones resultan

$$\frac{1}{2}\rho V^2 + p_1 = \frac{1}{2}\rho(V + a)^2 + p_2$$

$$\frac{1}{2}\rho(V + a)^2 + p_3 = \frac{1}{2}\rho(V + c)^2 + p_4$$

donde usando la aproximación de las presiones en la lejanía ( $p_1 = p_4$ ) junto con la velocidad inicial  $V$  que tenía el fluido, la densidad  $\rho$  del mismo y el incremento de la velocidad  $c$  a la salida (siendo  $V_2 = V_3$  y  $V_4 = V + c$ ), se puede hallar el cambio de presión dado por la hélice [6]

$$\Delta p = \rho(V + \frac{c}{2})c.$$

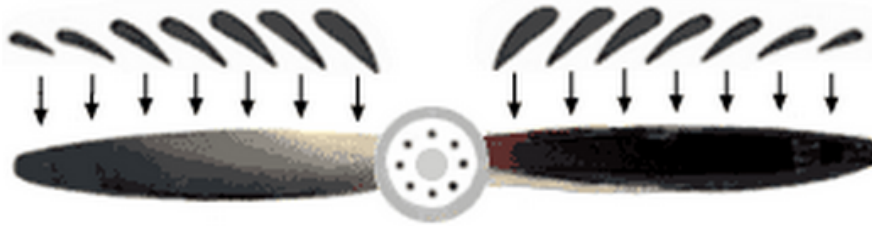
Luego, para despejar el empuje generado, se integra sobre la superficie del disco el cambio de presión producido sobre el aire como

$$F = \pi R^2 \rho(V + \frac{c}{2})c. \quad (3.1)$$

Si bien la ecuación 3.1 indica la fuerza generada por el cambio en la presión, producido por la hélice, los parámetros geométricos como los ángulos o forma de la misma, no entran en influencia realmente. Además, es necesario encontrar de forma experimental (o mediante otras ecuaciones) el incremento en la velocidad de salida  $c$  para resolverla.

Como se ve en la ecuación 3.1, el empuje está dado por el cuadrado de la velocidad (caso análogo al de un ala de avión con  $L = 1/2\rho v^2 AC_L$  en movimiento rectilíneo).

Si se toman secciones diferenciales del perfil de la hélice, se observa que la velocidad relativa no es constante, ya que a radios pequeños la velocidad  $v = \omega r$  es baja, mientras que cerca del extremo del álabe la velocidad es superior.

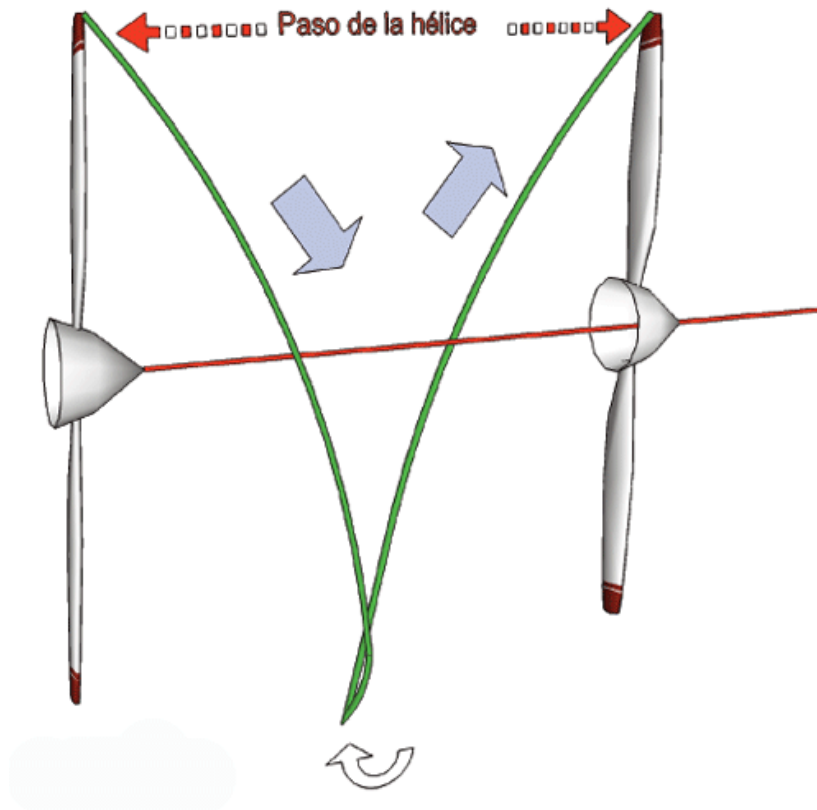


**Figura 3.2:** Cambio del ángulo del perfil a lo largo de la hélice.

Como el álabe actúa como una viga en voladizo, se busca que la presión sobre el perfil sea lo más uniformemente posible a lo largo del mismo para reducir las tensiones internas en el material, lo que da un  $\omega \cdot r$  constante, y las vibraciones que generaría la parte más externa. Para corregir esto, ya que la velocidad relativa no puede alterarse, se modifican los ángulos en los que se encuentra cada sección, como se muestra en la

figura 3.2, para que cerca del eje de rotación, la velocidad relativa de escape sea mayor.

Este ángulo, con el que está la sección alar, se lo define como longitud de *paso* ("Pitch" en inglés). El paso de una hélice representa al ángulo que forma la velocidad relativa del aire, con el plano de giro de la hélice. Otra definición es la distancia que se desplazaría la hélice en una revolución de la misma, si el aire se encontrara estático (normalmente medido en pulgadas). En la figura 3.3, se muestra una representación del paso en una hélice.



**Figura 3.3:** Paso de una hélice.

En aviones reales a hélice, este ángulo puede modificarse en función de las condiciones del vuelo y de la velocidad que se necesita. Sin embargo, en modelos a escala, se suelen utilizar longitudes de paso constantes para simplificar la complejidad del vehículo.

Dado que las hélices de paso fijo se clasifican según su diámetro total y de paso, es posible estimar la velocidad de salida usando la definición de longitud de paso. De esta forma, mediante la definición de longitud de paso, se sabe que en una vuelta se tiene una cierta distancia de desplazamiento de la hélice y si además, se conoce la velocidad con la que está girando la misma y se hacen los cambios de unidades, la velocidad del aire en m/s podrá aproximarse como

$$c = \frac{\Omega D_p}{2362} \quad (3.2)$$

con  $\Omega$  como la velocidad en RPM y  $D_p$  la longitud de paso en pulgadas.

Como la hélice “resbala” en el aire no ideal, la longitud de paso real es menor que la establecido geométricamente por la hélice. Por ello, es frecuente utilizar un coeficiente de resbalamiento para compensar el efecto en las ecuaciones.

En los ensayos de este capítulo, se probaría la fuerza de empuje en un banco estático. Al tener esta situación, la velocidad inicial  $V$  del aire es nula, por lo que reemplazando la ecuación 3.2 en la 3.1, y aplicando  $V = 0$ , se obtiene que

$$F = \pi R^2 \rho (V + \frac{c}{2}) c = \pi R^2 \rho \frac{\left(\frac{\Omega D_p}{2362}\right)^2}{2} = \frac{\pi \rho (R D_p)^2}{11158088} \Omega^2 \quad (3.3)$$

que es una ecuación cuadrática respecto a la velocidad de rotación del motor. En esta misma, se observa también la dependencia de la fuerza según la geometría de la hélice dada por el radio  $R$  y la longitud de paso  $D_p$ .

### 3.1.2. Motorización

En las aplicaciones de aeromodelismo, se suelen utilizar motores eléctricos *brushless* (o sin escobillas) para modelos de multicopteros, y motores de combustión interna para aviones y helicópteros de mayor tamaño (que necesitan de mayor potencia para el vuelo).

Estos últimos motores de combustión, suelen ser de pequeña cilindrada (hasta aproximadamente 60 cc) y buscan optimizar el peso eliminando u optimizando sistemas secundarios, como puede ser implementar una refrigeración pasiva mediante aletas; eliminar el cárter y la bomba de aceite, reemplazándolos por un circuito de mezcla de combustible y aceite accionado por el pistón; cambiar el sistema de inyección de combustible por un simple carburador; o cambiar a motor de dos tiempos en lugar de uno de cuatro.

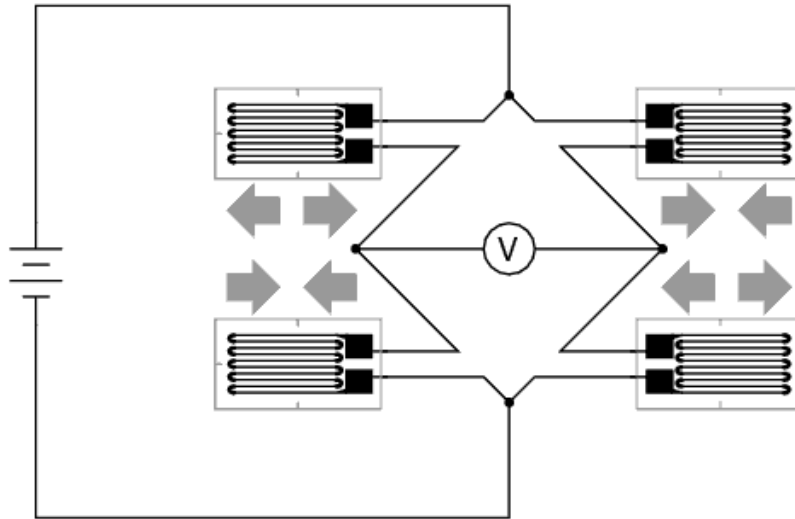
Respecto de la eficiencia, es un tanto menor que en comparación a la de un motor convencional de auto, si bien la potencia es suficiente para satisfacer las necesidades de vuelo.

Por ser muy pequeños, se diseñan para que la potencia se entregue en alto régimen, por lo que las velocidades de rotación suelen llegar hasta las 10,000 RPM en los motores de cuatro tiempos y hasta 20,000 RPM en los de dos tiempos. En consecuencia, la vida útil de un motor de cuatro tiempos suele ser mayor a la de dos tiempos, no solo ya que genera menos de la mitad de los ciclos del otro en un mismo período, sino que también la temperatura de trabajo es menor.

### 3.1.3. Celda de Carga

Una forma de medición de fuerzas en la industria, es mediante el uso de celdas de carga.

Las celdas en general están compuestas por dos o cuatro extensómetros en una configuración de puente de *Wheatstone* como se observa en la figura de ejemplo 3.4.



**Figura 3.4:** Diagrama de conexión de resistencias y extensómetro en la celda de carga.

Estas celdas, son transductores que mediante la aplicación de una fuerza sobre ellas, devuelve una señal eléctrica que es proporcional a la deformación que sufre la galga extensiométrica que la conforma.

La salida de la señal suele ser de baja tensión (de unos pocos mV al aplicarle una decena de Volts) por lo que se suele amplificar la señal procesada para luego realizar la medición o sino, se debe utilizar un instrumento de medición con más cifras significativas.

Según la construcción geométrica, puede llegar a medir cargas que van desde las decenas de Kg hasta las toneladas. Los extensómetros son adosados a un material base (aluminio o acero) que posee una forma característica según la carga a medir. El límite que se toma para la carga máxima a aplicar, está dado por la resistencia de los adhesivos que se utilizan en la fabricación de la celda de carga, ya que una vez que se despegan los extensómetros, la celda de carga deja de funcionar. Este valor suele rondar el 0,3 % de la deformación de la pieza base.

El comportamiento de la tensión de salida en función de la carga aplicada en las celdas de carga es aproximadamente lineal, pero es necesario realizar una calibración para conocer la dependencia de ambas magnitudes.



## 3.2. Método experimental

### 3.2.1. Calibración de la celda de carga

Se consiguió una celda de carga para tensiones de corte, de la cual se desconocían los valores máximos de carga que ésta podía aceptar. Para conocer dicho valor máximo se realizó un banco de ensayos de calibración.

Para el procedimiento, se hizo un ensayo como el mostrado en la figura 3.5, en donde se aplicaba carga usando agua que era añadida al recipiente plástico (luego de ser pesada) y se observaba la señal de salida al aplicar 12 V a la entrada. Luego conociendo la sensibilidad establecida por el fabricante, se pudo estimar la carga máxima que se podría aplicar sobre la celda de carga.

Sin embargo, dado que la señal de salida era menor al mV, se tuvo que utilizar un multímetro Keysight Agilent 34410A que poseía 6 dígitos y medio de medición.



**Figura 3.5:** Banco de calibración de la celda de carga.

Se tomó como el cero de referencia al momento en el cual ningún objeto estaba siendo sujetado por la celda de carga (incluyendo tuercas, tornillos y el recipiente). Así, se procedió a tomar mediciones cada aproximadamente 1 Kg de agua y se analizaron los datos.

### 3.2.2. Construcción del Banco de Pruebas y Puesta en Marcha

El motor de combustión seleccionado para realizar las experiencias fue el O.S. Engine GF-40 (ver figura 3.6).

Dicho motor tiene un ciclo de cuatro tiempos y utiliza una mezcla de nafta con aceite para la lubricación de sus partes móviles.

Los datos del fabricante indican que su rango de operación va desde las 1800 RPM hasta las 9000 RPM, con una potencia máxima de 3,75 HP a 8600 RPM (apéndice C).



**Figura 3.6:** Motor de combustión interna O.S. Engine GF-40.

Debido a que el impulsor tiene encendido electrónico de bujía, el instrumental de medición tuvo que distanciarse al menos 1 m del motor para reducir el ruido eléctrico inducido.

Como lo que se deseaba medir era el empuje lineal del motor junto con una hélice, se debieron considerar varias alternativas para realizar el banco de prueba. Por un lado, se descartó la posibilidad de realizar un banco en el cual el eje del motor se encontrara de forma vertical, ya que éste, en caso de accidente, podría hacer que el propulsor salga despedido hacia los costados, impactando en el peor de los casos contra alguna persona.

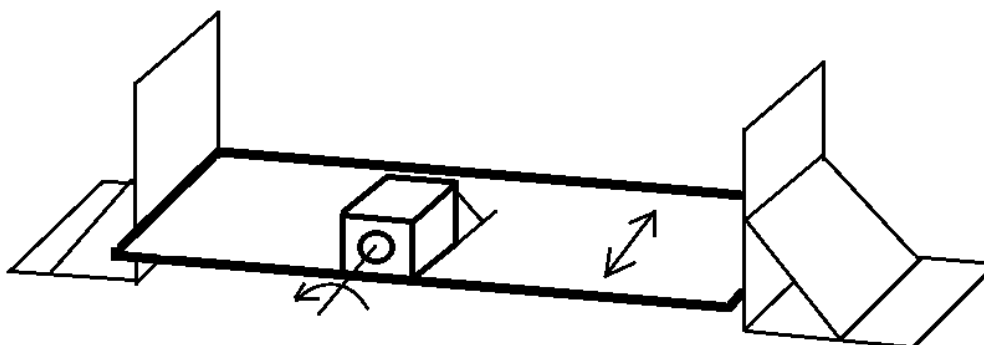
Otra de las opciones propuestas, fue un banco de ensayo en el cual el motor se acoplase dentro de un cajón con pared trasera deslizante, pero también fue descartado ya que dicho diseño, generaría una gran resistencia al aire que es despedido por la hélice en la parte trasera, provocando que las mediciones de empuje netas fueran menores a las reales.

Finalmente, se optó por el diseño mostrado en la figura 3.7.

El motor se sujetaría mediante vigas de perfil L de pequeño ancho a una tabla de madera. Por ser un motor monocilíndrico, las vibraciones producidas durante su funcionamiento serían elevadas, por lo que se reforzó la estructura de agarre metálica mediante parantes y luego, ésta se la atornilló a la base.

La base de madera en la cual se colocó el motor, se hizo que fuera deslizante mediante rieles telescópicos de bola, los cuales reducían considerablemente la fricción del movimiento de la tabla. Estos rieles fueron asegurados a una estructura de madera sólidamente construida, la cual se sostenía mediante agarraderas, a una estructura mayor de metal.

Para que la hélice pudiera girar sin obstáculos en el camino, se aplicó un despla-



**Figura 3.7:** Banco de ensayo modelo para las pruebas del motor de combustión.

miento fijo sobre la base de madera en la cual se encuentra el motor, de forma tal que tanto arriba como abajo no se hallase ningún impedimento que pueda colisionar con la hélice una vez que ésta esté en funcionamiento.

Para darle el desplazamiento, se instalaron dos perfiles L de acero, los cuales se unían mediante una varilla roscada. Por esta varilla es por donde toda la fuerza de empuje que la hélice generaría sería transmitida a la estructura. Por lo que se eligió un diámetro que resista sin dificultades dicha tarea.

Una vez que se calibró la celda de carga, se acopló sobre el perfil de la base rígida y se utilizó una conexión elastómera, para reducir la variación de las mediciones por las vibraciones del motor y cambios en el régimen no deseados.

Debido a que el sistema de encendido es electrónico y posee diversas conexiones de energía, se debieron sujetar estas mismas mediante precintos a la estructura.

El sistema de combustible que se implementó fue el de un recipiente de 500 ml de capacidad, en el cual se realizó una mezcla de nafta y aceite de 1 : 25 por ser las primeras veces que se encendía el motor.

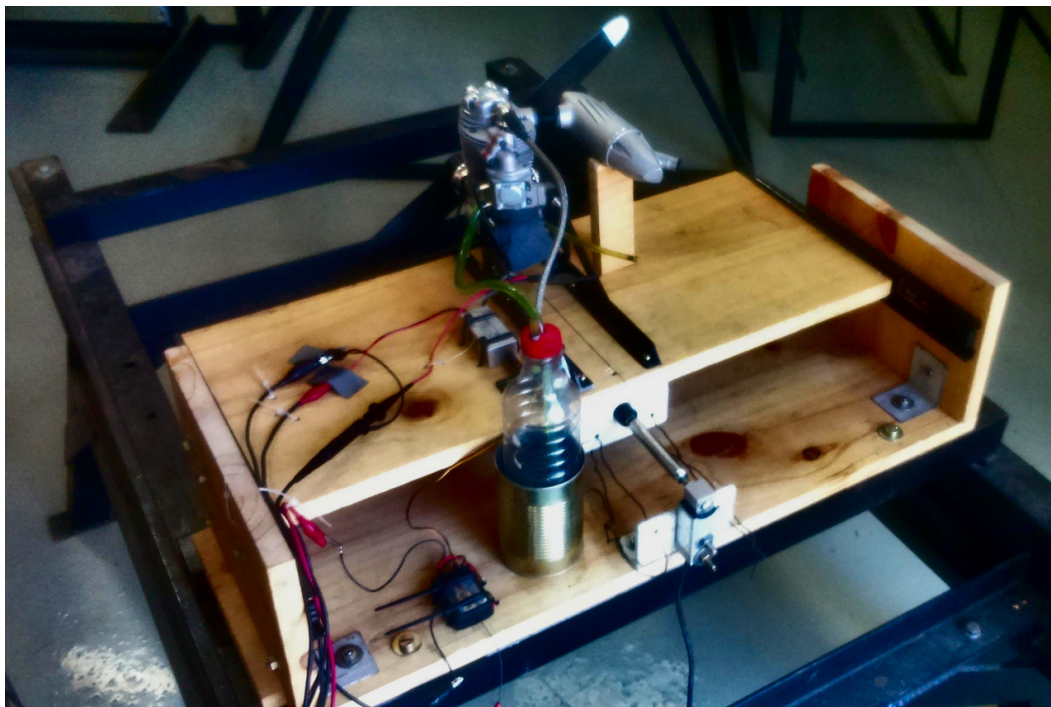
Se colocó una columna vertical sobre la base de madera para sostener el silenciador del motor, el cual, con la dilatación térmica que se generaba con el motor en funcionamiento, se aflojaba de su tuerca.

Al sistema de encendido electrónico se lo alimentó con una fuente de tensión variable a 6 V con una corriente máxima de 600 mA.

Luego, se fueron colocando diferentes geometrías de hélices, tanto de madera como de fibra de vidrio, con la cual se le daba también el arranque.

En la figura 3.8 se observa el banco de ensayos terminado sobre una base metálica que hacía de soporte al banco de pruebas. Para obtener mayor rigidez en las pruebas, se abulonó esta última a la metálica.

A la celda de carga se la alimentó con 12 V entre sus bornes de carga y se midió de semejante manera, la calibración de la misma con un multímetro de 6 cifras



**Figura 3.8:** Banco de ensayo construido para las pruebas del motor de combustión.

significativas para no necesitar un amplificador a la salida de la celda de carga.

Las mediciones del multímetro fueron registradas en la computadora utilizando el programa *BenchVue* del proveedor del instrumento. Este permitiría modificar el tiempo de integración de las muestras para la reducción del ruido.

Para las pruebas de medición de empuje, se utilizó un tiempo de integración de un segundo, mientras que para aquellas registradas para un análisis en frecuencia, se utilizó un tiempo de  $359\mu$  s para poder alcanzar hasta casi las 2800 muestras por segundo (necesarias para analizar frecuencias de oscilación de la señal mayores a los 60 Hz).

Sobre la medición del sensor de efecto *Hall* que utiliza el módulo de encendido electrónico se conectó un osciloscopio que luego se utilizaría para registrar las revoluciones por minuto al cual el motor estaba funcionando.

Por medidas de seguridad en el arranque y operación del motor, se instaló una unidad receptora de señales de 2,4 GHz utilizadas normalmente en aeromodelismo, la cual comanda un micro servomotor mediante un control inalámbrico, que accionaría el acelerador del motor por un eslabón flexible. Para encender el motor, se le otorgó un valor cercano a 1/4 del recorrido máximo del acelerador y se ajustó el cebador dependiendo de la dificultad en el encendido.

Dado que durante el período de medición ocurrió la erupción de un volcán en la zona, se vio la necesidad de realizar un filtro de aire para la entrada al motor. Este se lo construyó utilizando goma espuma de baja densidad para si bien cumpliera



con su fin, el flujo de aire no se viera difícilmente obstaculizado a través del mismo. Por tener un impedimento a la entrada de aire, se realizaron pruebas piloto para el correcto ajuste del carburador ante la nueva configuración. Se buscó obtener al menos una velocidad estable a las 1800 RPM sin perder significativamente en tiempo de respuesta. Luego, se aceleró el motor al máximo y se reguló el mismo para obtener la mayor velocidad posible. Una vez realizado este ajuste del carburador, se procedió a realizar las mediciones de empuje al variar los propulsores.

En la figura 3.9 se observa el banco de ensayos para las pruebas del motor de combustión.



**Figura 3.9:** Banco de ensayo e instrumental de medición construido para las pruebas del motor de combustión.

Para la medición de velocidad del aire, se utilizó un anemómetro de mano a una distancia de aproximadamente 1 m por detrás de la hélice (con un flujo más parejo) y para la medición de las revoluciones por minuto, se utilizó un tacómetro óptico de mano a una distancia de aproximadamente 5 cm. Con esas mediciones no se pudo realizar una serie de muestras debido a las tempranas condiciones para la medición de las variables.

Después de las mediciones obtenidas, se modificó la forma en que se controlaba el acelerador del motor. En vez del uso del receptor inalámbrico, se optó por utilizar un sistema embebido con interfaz USB que permitiera la generación de una onda PWM utilizada por el servomotor a gusto del usuario. A su vez, con esta placa, se obtuvieron las mediciones de frecuencia provenientes del sensor de efecto Hall, y mediante los acelerómetros y giróscopos, se registró la dinámica del banco de ensayos para determinar los modos involucrados de funcionamiento.

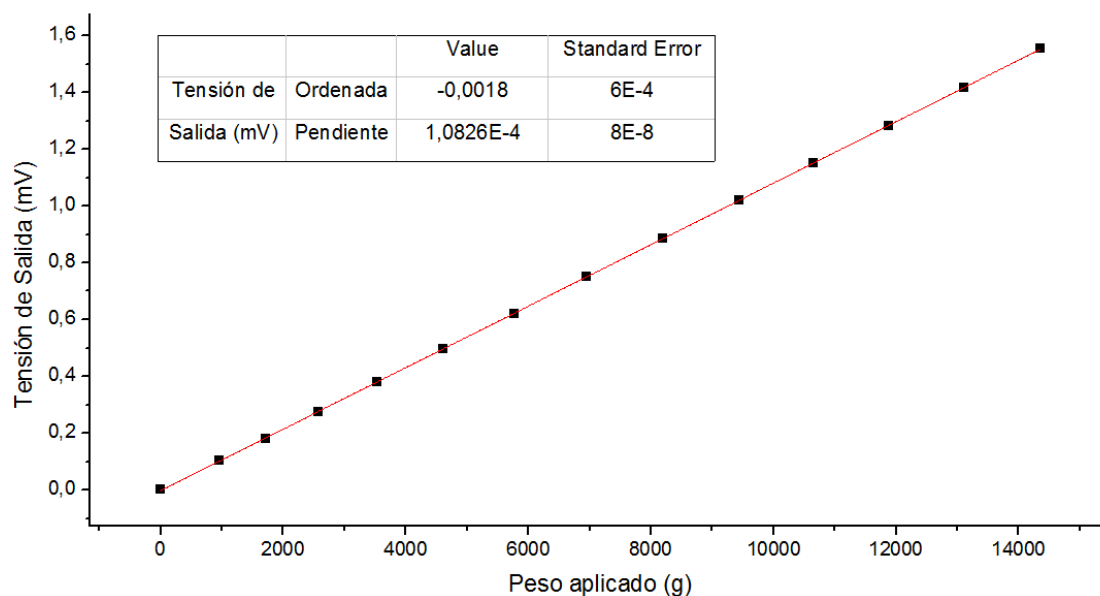
### 3.3. Resultados

#### 3.3.1. Celda de cargas

##### Calibración experimental

Se varió la carga aplicada a la celda de carga al aumentar gradualmente la cantidad de agua en el recipiente del ensayo.

En la figura 3.10 se observan los resultados de las mediciones con sus respectivos errores.



**Figura 3.10:** Calibración de la tensión de salida de la celda de carga, al aplicarle una tensión de 12 V variando la carga desde 0 g a 15 Kg.

Puede verse que el comportamiento de las mediciones corresponde con el de una recta.

Sabiendo que la sensibilidad del dispositivo es de 1,2 mV por cada Volt de entrada, pudo estimarse que, suponiendo que tenga un rango lineal a lo largo de cargas más altas, la carga máxima que podría ser aplicada es de 220 Kg aproximadamente.

Así, realizando nuevamente un análisis de elementos finitos con dicha carga, se halla que la deformación que se obtendría para ese valor es de 0,14 %, la mitad del valor máximo recomendado. De la misma forma, se obtiene que las tensiones que tendría el material es de 81 MPa, por lo cual, debería conocerse la aleación del aluminio que se utilizó, para asegurarse que se encuentre en el rango elástico.

### 3.3.2. Primeros ensayos de propulsión

Completada la construcción del banco de pruebas, se encendió el motor y se empezó la etapa de ablande para maximizar la vida útil del mismo.

Se midió la velocidad en RPM del motor con un tacómetro óptico, apuntado directamente sobre las hélices y se buscó la velocidad máxima con la hélice instalada.

La velocidad máxima encontrada fue de  $(6100 \pm 100)$  RPM. Dado que no se pudo realizar una estadística con ese sensor y por estar todavía en etapa de ablande (en los cuales no se debe accionar potencia plena por muchos segundos), el error estuvo dado por el doble de la variación que se observó en el instrumento.

Luego, se midió con un anemómetro la velocidad de salida del aire. Dicha velocidad rondó los  $(28 \pm 2)$  m/s.

Dado que la hélice tenía un diámetro de paso de 10", utilizando la fórmula 3.2 y las revoluciones medidas por el tacómetro, se pudo obtener una velocidad aproximada de salida.

El valor que se obtuvo fue de  $(25,8 \pm 0,8)$  m/s, el cual es indistinguible del valor obtenido con el anemómetro.

Haciendo uso de la ecuación 3.3 y los valores de la velocidad de salida calculados, se pudo estimar la fuerza de empuje que se produjo al tener el acelerador al máximo.

Por otro lado, utilizando la velocidad obtenida a través de los cálculos (que representa a la ideal), se obtuvo que la fuerza resultante de empuje fue de  $(81 \pm 6)$  N.

Sabiendo que la potencia es  $P = F V$ , si se utiliza la fuerza obtenida con la velocidad de salida del aire, se halla que la potencia que el aire impartió sobre la hélice fue de  $(2090 \pm 80)$  W o  $(2,8 \pm 0,2)$  HP, siendo menor a la máxima la cual se produce a un régimen de revoluciones más elevado (8600 RPM).

Así, conociendo la potencia y la velocidad a la que está girando el eje, también se pudo conocer el torque que se generó en ese punto de trabajo, el cual dio  $(3,3 \pm 0,2)$  Nm.

Comparando con el punto que el proveedor da, en el punto de potencia máxima, el torque en este último punto es de aproximadamente 3,1 Nm, algo ligeramente menor que en el punto medido.

### 3.3.3. Empuje en Función de la Geometría del Propulsor

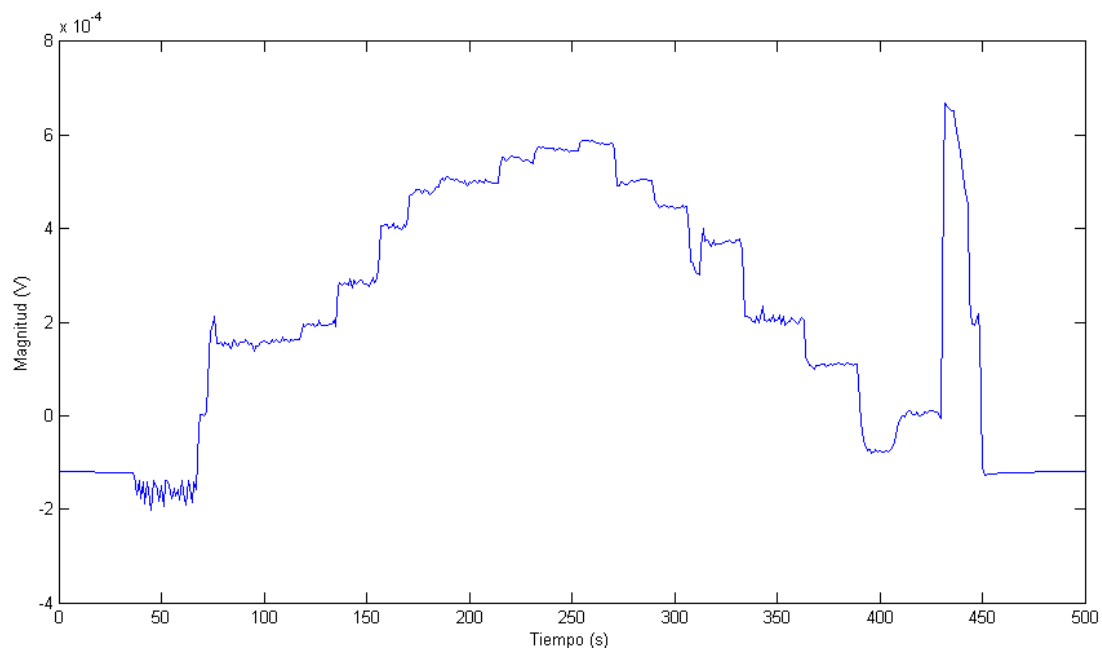
Para este experimento con el motor de combustión, donde se buscaba encontrar la variación que la geometría del propulsor tendría sobre la dinámica del motor, se utilizaron las geometrías de 18"x8", 20"x10" y 22"x8".

Se midió cada una de ellas para corroborar las dimensiones geométricas de construcción y se encontró que los diámetros de cada una fueron de  $(465 \pm 2)$  mm,  $(510 \pm 2)$  mm y  $(540 \pm 2)$  mm, o en pulgadas,  $(18,3 \pm 0,1)$ ",  $(20,1 \pm 0,1)$ " y  $(21,2 \pm 0,1)$ " respectivamente.

Se puede ver que hay una ligera diferencia entre el diámetro estipulado con el medido, que puede ser causado porque el fabricante haya utilizado el diámetro efectivo en vez del real, el cual tiene más consideraciones respecto a la forma de las terminaciones de los álabes, la dispersión del flujo y otros factores, que hace que el disco “actuador” sea ligeramente más grande que el real.

Con el nuevo ajuste del carburador a partir del último filtro realizado de goma espuma, se procedió a mensurar los empujes dados por cada una de las hélices al variar la velocidad del motor.

En la figura 3.11 se muestra una de las mediciones de empuje en función del tiempo que se realizó sobre la hélice de 22”x8”.



**Figura 3.11:** Evolución temporal de la tensión medida en la celda de carga para la hélice 22”x8”.

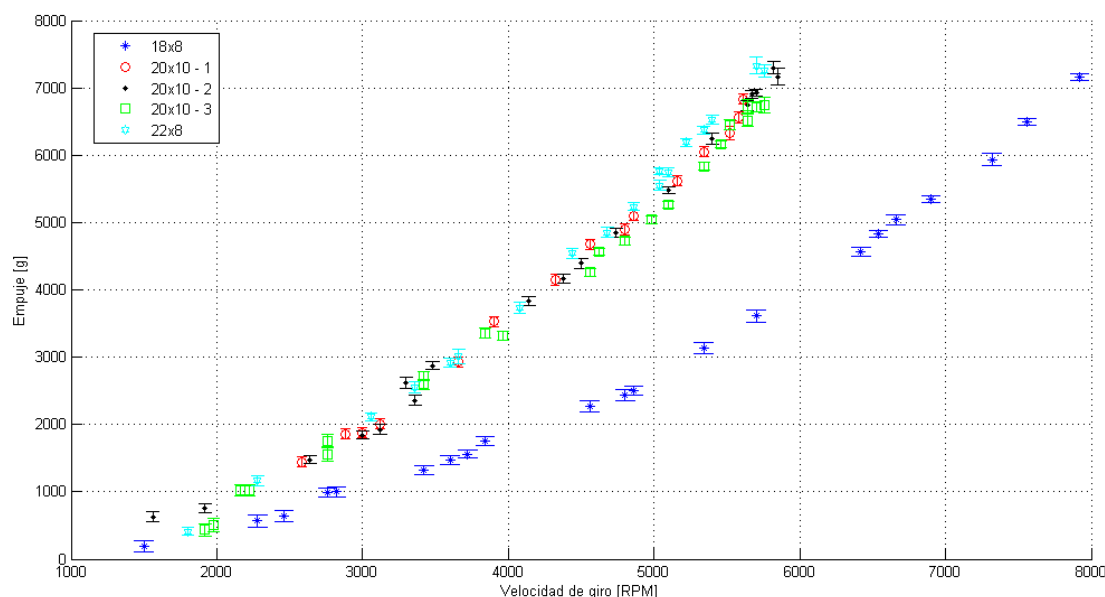
Cada serie de mediciones se realizó partiendo desde el reposo, en donde luego se comenzaría a arrancar el motor a mano (como se observa a partir de los 40 s de medición aproximadamente).

Una vez que éste encendía, se lo estabilizaba unos segundos para que alcance su temperatura de operación y se procedía a variar la velocidad de giro. Dado que el motor generaba ligeras fluctuaciones de empuje al dejarlo en un régimen constante, se tomaron entre 10 y 20 muestras por cada velocidad en la mayoría de los casos para luego obtener el valor más representativo de la medición mediante estadística.

Una vez que se detenía el motor, a las mediciones obtenidas se les restó el valor nulo que la celda de carga otorgaba para encontrar la magnitud neta de empuje generada por la hélice.



Recopilando todas las mediciones de empujes según la hélice, se confeccionó la siguiente figura 3.12.



**Figura 3.12:** Empujes de diferentes geometrías de hélices en función de la velocidad de giro de la misma con velocidad inicial del aire despreciable.

Lo primero a destacar, es la dependencia de la fuerza de empuje cuadráticamente proporcional a la velocidad de rotación del eje, como lo planteado en la ecuación 3.3. Realizando una regresión cuadrática sobre ambas variables, se halla un ajuste muy satisfactorio con bajo error como lo observado en la figura 3.14.

Por otro lado, se observa que tanto la hélice de 20"x10" como de 22"x8", presentan un comportamiento aproximadamente similar en cuanto al empuje obtenido a las mismas revoluciones. Esto se debe a que, al disminuir la longitud de paso, la velocidad de salida del aire es menor por lo que la diferencia de presión generada por la hélice también es menor, pero ahora la sección transversal del disco "actuador" es mayor, por lo que el empuje total se compensa parcialmente.

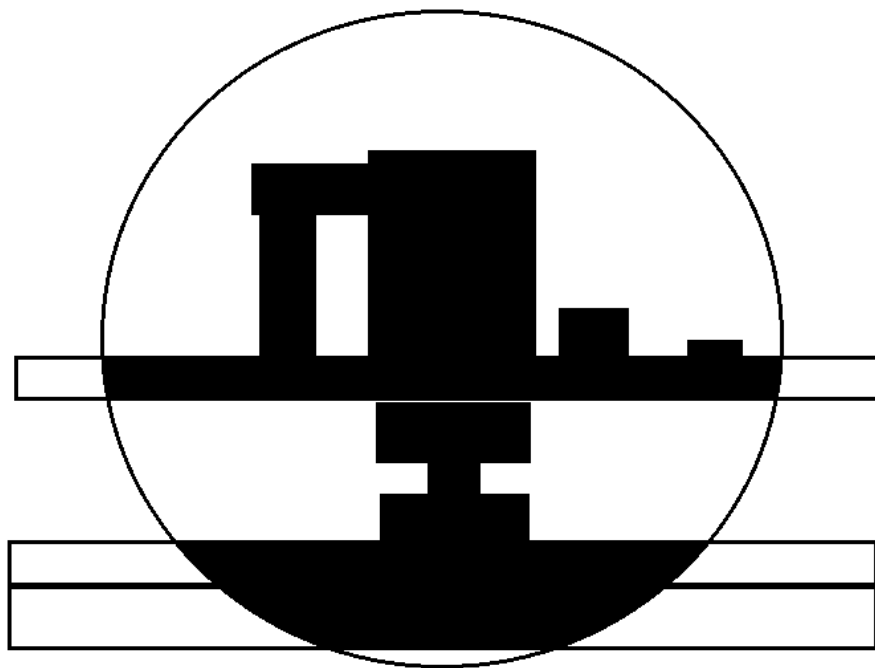
En la elección de hélices, existe una regla empírica en la cual dos hélices ofrecen resultados "semejantes" si sus geometrías varían una o hasta dos pulgadas de su longitud de paso y diámetro, siempre y cuando esa variación esté restada en una de las magnitudes y sumada en la otra. En este caso, al tener una diferencia de dos pulgadas en el diámetro y en el paso, se ve que ambas hélices, a pesar de ser diferentes, ofrecen aproximadamente el mismo empuje a la misma velocidad. Esto puede observarse más fácilmente en la ecuación 3.3.

Comparando con la tercer hélice utilizada, la 18"x8", en este caso se tuvo una de diámetro menor a las anteriores y con un paso semejante al de 22"x8". Esto hace que tanto la velocidad de salida del aire como la sección del disco "actuador" sean menores.

Al ser menor la cantidad de aire que concatena y la variación de la velocidad que debe hacer la hélice, el motor de combustión se encuentra menos exigido por lo que puede continuar incrementando las revoluciones hasta cerca de las 8000 RPM, en donde el máximo de potencia se encuentra.

Comparando los puntos máximos de empuje medidos, se ve que todos estos están alrededor de los 7400 g con un  $\sigma$  de error.

Corroborando el empuje obtenido con mediciones ajenas al proyecto para condiciones similares de operación, se habría esperado que éstas sean mayores. Una de las razones por la cual esto no sucedió, es por lo que se observa en la figura 3.13.



**Figura 3.13:** Sección bloqueada por objetos a lo largo del camino del flujo concatenado.

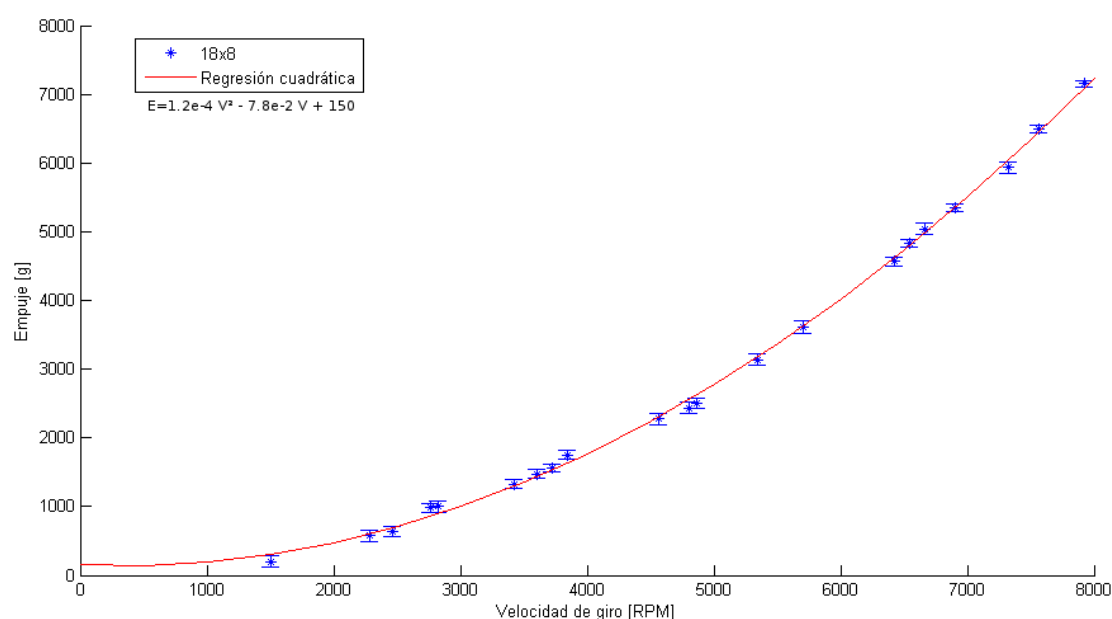
En la figura, se muestra la sección que el aire tiene libre, aguas abajo de la hélice para poder circular libremente, que está dada por aproximadamente el disco "actuador" sin los lugares donde hay un objeto detrás de él, como los frentes de la estructura metálica, la base deslizante/fija de madera, el motor de combustión como también de las partes eléctricas. Dado que ninguna de las partes (salvo quizás, el motor) ha sido optimizada para generar la menor fuerza de *drag*, una parte significativa (y no medida) del empuje que genera la hélice se pierde por los obstáculos colocados en el camino del flujo.

Debido a que en el vehículo final estos obstáculos serán solamente un perfil alar aerodinámico (sobre el cual se monta el motor), es esperable encontrar que los valores máximos de empuje en vuelo estático (sin velocidad inicial del aire) sea mayor al obtenido en esta experiencia.

Al tener objetos cercanos a la hélice, se produce también un fenómeno llamado

efecto suelo, en donde la interacción de otros objetos, modifica la velocidad del fluido y consigo misma, la diferencia de presión. Hay que recordar que en el modelo planteado por el disco “actuador”, se debía tener una gran distancia aguas abajo de la hélice para que la presión se estabilice en la presión atmosférica. De lo contrario, lo obtenido mediante las ecuaciones no es válido y tiene que ser aproximado mediante otro método, como podría ser el de elementos finitos.

Otra de las explicaciones es que si bien se invirtió mucho tiempo en el ajuste correcto del carburador, éste posiblemente no estuvo puesto a punto óptimo, lo que redujo la potencia final a altas revoluciones.



**Figura 3.14:** Comparación entre la serie de mediciones con la hélice 18”x8” y su regresión cuadrática.

Dado que la curva de torque en estos tipos de motor no es constante, sino que presenta un máximo, la selección de la hélice debe ser muy cuidadosa para coincidir ese máximo con la velocidad final de giro que ese motor puede dar con la hélice. Si se coloca una hélice con mayor carga, llegará un momento en el cual el motor no podrá continuar incrementando sus revoluciones (porque el torque necesario para acelerarse con esa hélice es mayor que el que puede otorgar) y se alcanzará una velocidad menor.

También se debe tener en cuenta la situación en la que se va a utilizar el vehículo. Para estos ensayos se tuvo una velocidad inicial del aire despreciable, semejante a lo que ocurre con los helicópteros al estar volando estacionarios en el aire, mientras que en los aviones, la velocidad inicial distinta de cero permite que estas curvas tengan un corrimiento hacia velocidades de giro más altas, pudiendo utilizar hélices con mayor carga a velocidades más altas.

Aunque los empujes máximos deberían haber sido más elevados (comparados con los valores de potencia máxima del motor), el comportamiento del empuje en función de la velocidad de giro es la esperable.

En la figura 3.14 se observa la serie de medición de empuje realizada con el propulsor de 18"x8" y una regresión cuadrática sobre las mismas muestras.

Se observa que la regresión realizada se ajusta satisfactoriamente, dentro del error, a los puntos de medición obtenidos experimentalmente.

Utilizando la ecuación 3.2, se obtuvo la velocidad aproximada de salida del aire, en donde conociendo la fuerza dada por los resultados experimentales, se pudo estimar la potencia desarrollada por el motor en los diferentes escenarios.

Las potencias encontradas fueron:

- 18"x8":  $(2,5 \pm 0,1)$  HP,
- 20"x10":  $(2,2 \pm 0,1)$  HP, y
- 22"x8":  $(1,9 \pm 0,1)$  HP.

Se puede ver que a medida que disminuye el diámetro de la hélice, la potencia requerida para desarrollar un empuje semejante es mayor. Esto puede repercutir en un menor consumo de combustible para hélices más grandes.

### 3.3.4. Análisis en frecuencia de las mediciones

Con el fin de estudiar las vibraciones que el motor produciría sobre la estructura, se disminuyó el tiempo de integración de las muestras que el multímetro adquiriría para aumentar la cantidad de las mismas por segundo.

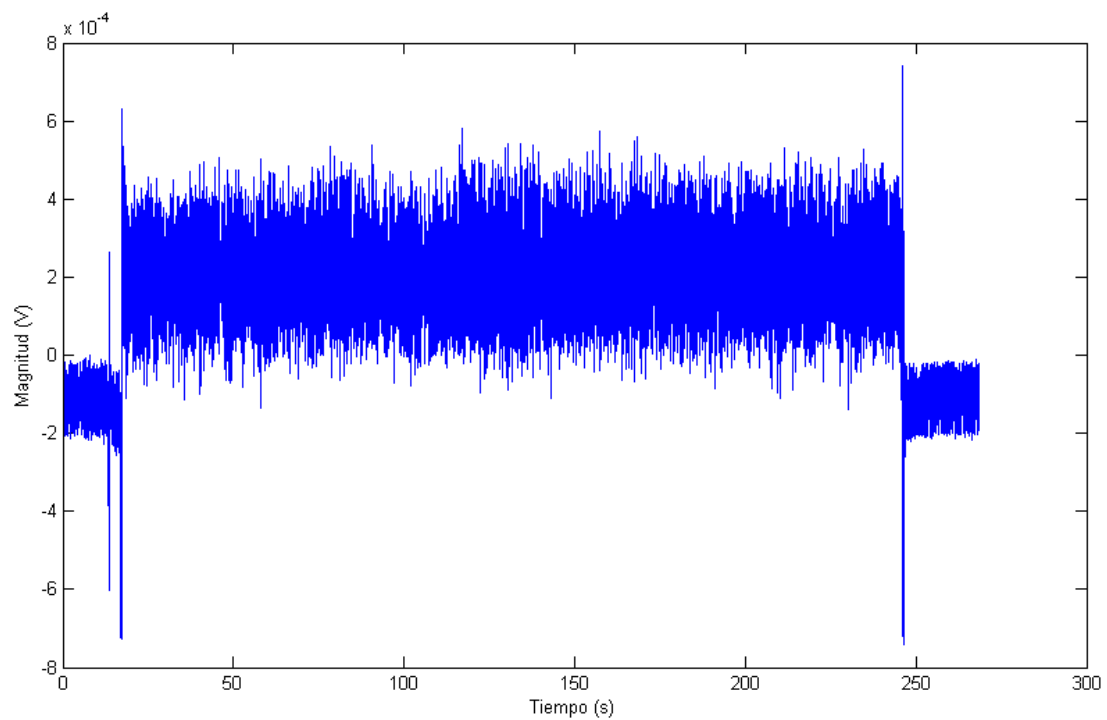
El valor que se utilizó fue de 359  $\mu$ s esperando obtener una frecuencia de adquisición de hasta 2800 Hz. Sin embargo, cada adquisición tiene consigo un tiempo de demora de conversión analógico/digital el cual no podía ser modificado. Esto produjo que el tiempo entre muestra y muestra sea más elevado de lo deseado, imposibilitando el análisis de las frecuencias en las que operaba el motor.

Utilizando la hélice 22"x8", se encendió el motor y se dejó su velocidad lo más constante posible durante toda la serie de mediciones. En la figura 3.15 se observan las mediciones sobre la celda de carga.

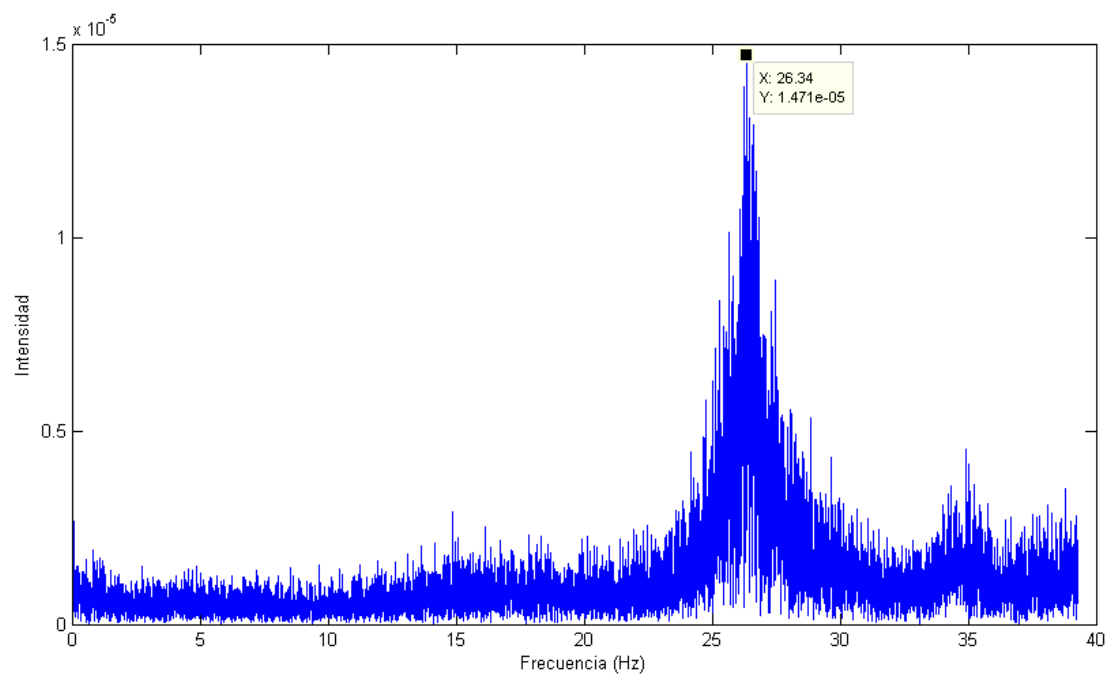
Se tomaron los valores que estaban en la zona útil de la medición y se procedió a realizar un análisis en frecuencia de la señal mediante la transformada rápida de Fourier.

El tiempo de muestreo conseguido por el multímetro en esta experiencia fue de  $(12,7 \pm 0,1)$  ms.

En la figura 3.16 se observa el resultado obtenido para el análisis en frecuencia.



**Figura 3.15:** Serie de medición en la celda de carga para el análisis en frecuencia con la hélice de 22"x8".



**Figura 3.16:** Análisis por FFT de la serie de medición en la celda de carga con la hélice de 22"x8".

El motor se mantuvo funcionando a una frecuencia de entre 50 a 60 Hz aproxima-

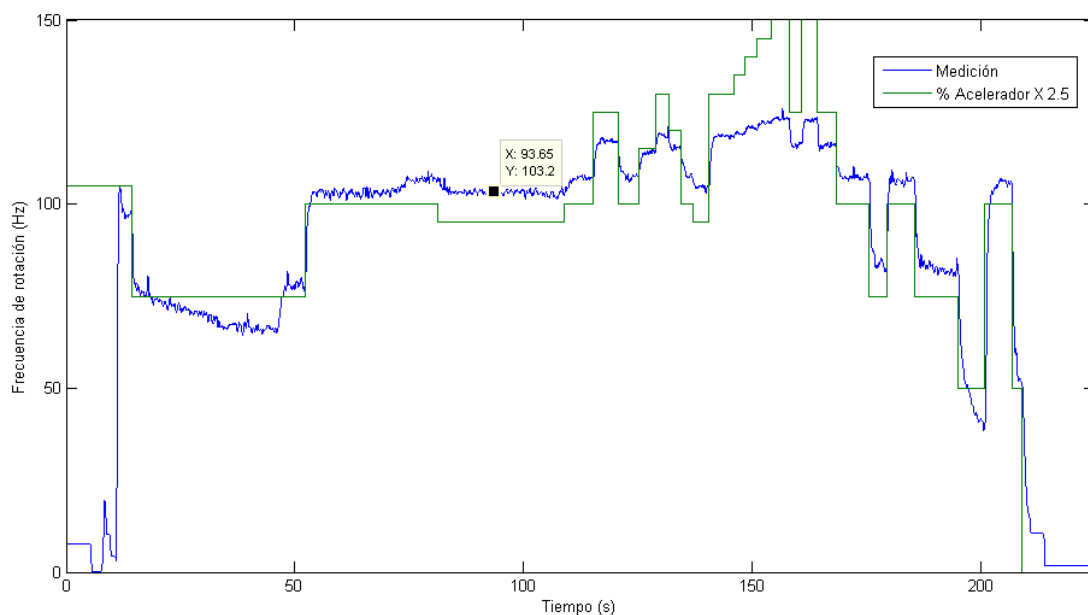
damente pero debido a la baja frecuencia de muestreo conseguida con el multímetro, sólo se pudo analizar hasta casi los 40 Hz del espectro.

Se cambió la hélice y se procedió a realizar una nueva serie de mediciones. Los resultados obtenidos fueron semejantes ya que se obtuvo una baja frecuencia de muestreo por parte del multímetro (aunque se utilizó la medición tanto en tensión constante como en tensión alterna).

Para solucionar esto, se procedió a utilizar los acelerómetros y giróscopos que la nueva placa de control poseía, para medir los modos normales de la vibración producida por el motor funcionando. Al utilizar este tipo de instrumental, la frecuencia de muestreo superó los 400 Hz lo que permitió el análisis de un espectro más amplio.

Se realizó una medición con la hélice de 18"x8", donde se fue variando la posición del acelerador y se registró tanto la frecuencia obtenida del sensor Hall, como el grado de aceleración y los valores de los sensores integrados.

En la figura 3.17 se observa como variaba la frecuencia de rotación del eje del motor, a medida que se variaba el grado de aceleración del mismo.



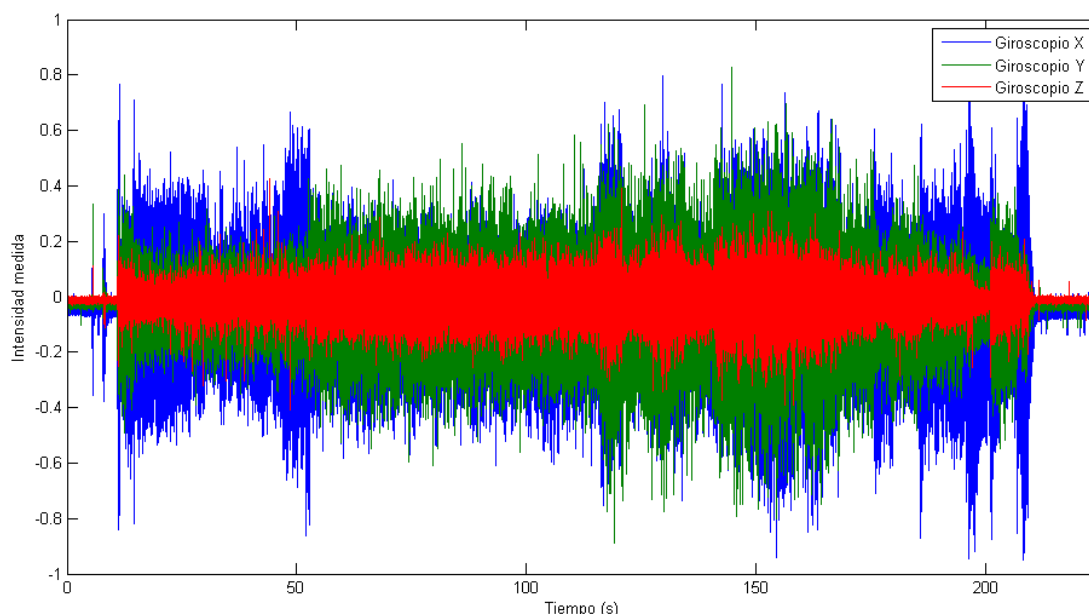
**Figura 3.17:** Serie de medición de frecuencia del eje con la placa controladora para el análisis en frecuencia con la hélice de 18"x8".

Se observa que utilizando la placa controladora, la velocidad de rotación no debe estimarse desde el osciloscopio mientras se miden el resto de los parámetros, sino que esto permite correlacionar los datos de los otros sensores en un mismo instante de interés.

Debido a que las vibraciones producidas por el motor eran elevadas, de antemano se esperaba que las señales del acelerómetro saturaran. Sin embargo, dado que la dinámica

de la vibración es periódica, el uso de los giróscopos para observar los modos normales, también sería viable si estos no saturaran.

En la figura 3.18 se observan las tres señales (una para cada eje) obtenidas con los giróscopos en la misma medición que la figura 3.17.



**Figura 3.18:** Medición de los giróscopos integrados en la placa controladora para la serie de medición a tratar en el análisis en frecuencia con la hélice de 18" x 8".

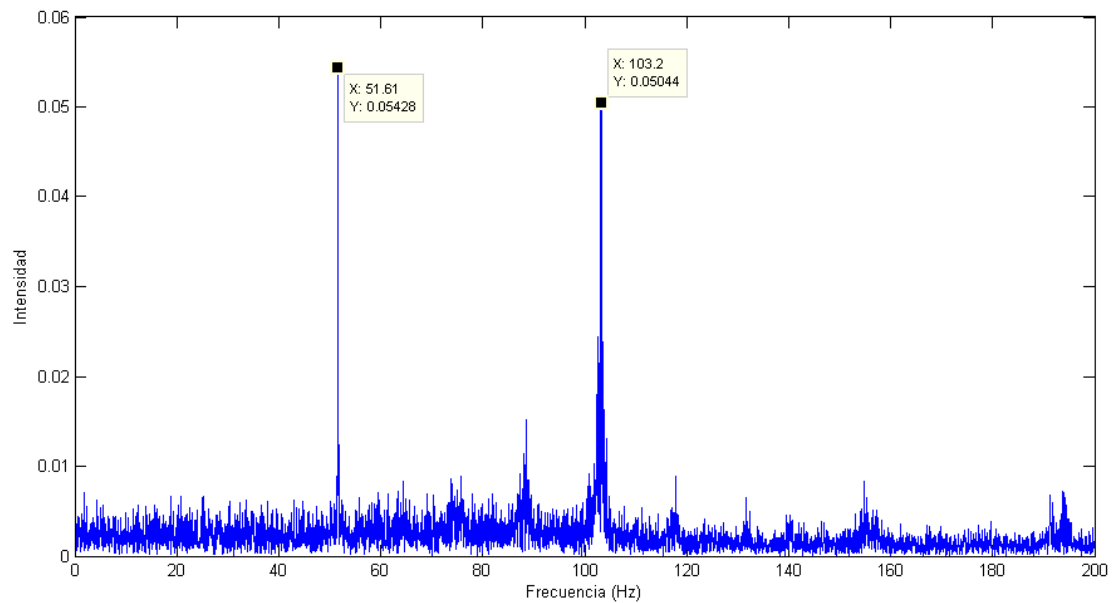
Se puede ver que las mediciones en el eje X tienen ciertos momentos en los cual pueden llegar a saturar su señal, ocultando información sobre la dinámica de la vibración y por otro lado, las rotaciones sobre el eje Z no son lo suficientemente intensas como las otras señales (por cómo se posicionó la placa), por lo que se utilizó las mediciones en el eje Y, las cuales tenían una intensidad adecuada sin llegar a la saturación.

Haciendo un análisis en espectro de frecuencia mediante la transformada rápida de Fourier sobre la velocidad marcada en la figura 3.17, se obtuvo lo mostrado en la figura 3.19.

Como puede observarse, la señal del espectro presenta dos valores significativamente mayores al resto, que se corresponden con la velocidad de giro 1X y con 0,5X. Estas dos magnitudes están dadas por la vibración que produce el desbalance del eje en cada giro (la cual se ve en cada rotación completa) y la explosión del combustible en la cámara de combustión (respectivamente), por ser un motor de cuatro tiempos y generar una explosión cada dos ciclos de giro.

Otro de los factores en la dinámica de la vibración que se habría esperado ver pero que, por el tiempo de muestreo y la frecuencia utilizada para el análisis, no se pudo, era la vibración de 2X dada por la hélice al momento de estar girando. Este valor estaría

sobre el límite de las frecuencias analizables, por lo tanto, no logra verse en la figura 3.19.



**Figura 3.19:** Análisis en frecuencia de la señal del giróscopo Y con la hélice de 18"x8".

Conocer que las vibraciones del motor van a ser predominantemente de 0,5X, 1X y 2X, permite ajustar la estructura para que, en el punto nominal de funcionamiento del motor elegido, estas frecuencias no coincidan con los modos normales de la estructura, pudiendo llegar a provocar que las uniones se aflojen y la aeronave se desarme en pleno vuelo.



# Capítulo 4

## Desarrollo de la Generación

*“καὶ εἶπεν ὁ Θεὸς γενηθήτω φῶς καὶ ἐγένετο φῶς”  
— γένεσις 1:3*

Terminados los ensayos sobre la potencia generada mediante el motor y la hélice, se procedió a caracterizar el sistema eléctrico por separado.

Para ello, fueron tomados en cuenta ciertos cálculos y modelados de dichas partes.

### 4.1. Marco Teórico

#### 4.1.1. Motores sin escobillas

Son motores que poseen en su centro un núcleo de bobinados y en su periferia, se encuentran intercalados imanes permanentes (ver figura 4.1). Estos imanes, generan los polos que luego, cuando las bobinas del núcleo son excitadas, generan un torque que impulsa el rotor (solidario a los imanes).



**Figura 4.1:** Motor sin escobillas de tres fases.

Normalmente estos motores poseen tres fases, que a su vez cada una de ellas posee varios bobinados puestos en paralelo.

La forma de impulsar estos motores es mediante el uso de una onda de pulsos de ancho modulado (PWM en inglés) u ondas senoidales. También es posible utilizar efectos de sensor Hall adheridos al rotor, y conociendo la posición de éste, alimentar las bobinas correspondientes para que el movimiento continúe.

En general, poseen un valor característico denominado  $K_V$ , el cual denota la velocidad final en RPM según la tensión de entrada que se aplique sobre su bobinado.

Lo práctico de estos motores es que si el rotor (que contiene a los polos) comienza a rotar por alguna otra fuente, el campo magnético de los imanes genera sobre los bobinados del núcleo una tensión, por lo que el motor se transforma en generador.

Si el generador posee  $N_{PP}$  pares de polos y gira con una frecuencia  $f_{rot}$ , la frecuencia sobre los bobinados es

$$f_{bob} = f_{rot} N_{PP}. \quad (4.1)$$

Debido a que suelen tener gran cantidad de polos, la frecuencia resultante es de alta frecuencia, por lo que luego debe ser rectificada para ser útil.

#### 4.1.2. Sistema trifásico

En general cuando se tiene un sistema trifásico, las ondas que circulan por los bobinados son senoidales. Si se generaliza una onda senoidal como

$$V(t) = V_p \sin(\omega t)$$

la tensión efectiva que tiene ese tipo de onda (o tensión RMS) es

$$V_{RMS} = \frac{V_p}{\sqrt{2}}.$$

Estas ondas senoidales están desfasadas  $120^\circ$  una de otra por lo que las tensiones de línea difieren de la de bornes en un generador.

Dados los tres bornes de salida del generador, se pueden tener diferentes configuraciones de conexión de las cargas. Las más comunes son en estrella o triángulo.

La forma de pasar entre las tensiones conectadas de triángulo (o de fase) a estrella (de línea), se hace de la forma

$$V_L = \frac{V_F}{\sqrt{3}}.$$

Se observa que conectando las cargas de forma de triángulo, se obtiene que la tensión sobre los bornes es  $\sqrt{3}$  veces mayor que conectándolas en estrella. Esto hace que mayor

corriente circule sobre la carga.

Finalmente, si se tienen las mediciones tanto de corriente como de tensión en una línea y se conoce el tipo de carga que se le aplica, el cálculo de potencia activa será

$$P = \sqrt{3} I V \cos \phi$$

que en el caso de que la carga sea una resistencia, el desfase de la corriente respecto de la tensión es nulo.

### 4.1.3. Rectificador

En un rectificador trifásico de onda completa, el cual posee tres conexiones de entrada y una salida en continua, la tensión teórica será [7]

$$V_{cc} = V_{ACRMS} 3/\pi \sqrt{3/2}.$$

Si bien esta es la tensión de trabajo, debido a la incorporación de un capacitor, ésta puede variar ligeramente cuando se le exige poca potencia al rectificador.

La equivalencia entre las corrientes de entrada y salida es

$$I_{cc} = \frac{I_{ac}}{\sqrt{2/3}}$$

en donde se aprecia que la corriente de salida es ligeramente mayor a la medida en alterna en alguna de las ramas del generador.

## 4.2. Método experimental

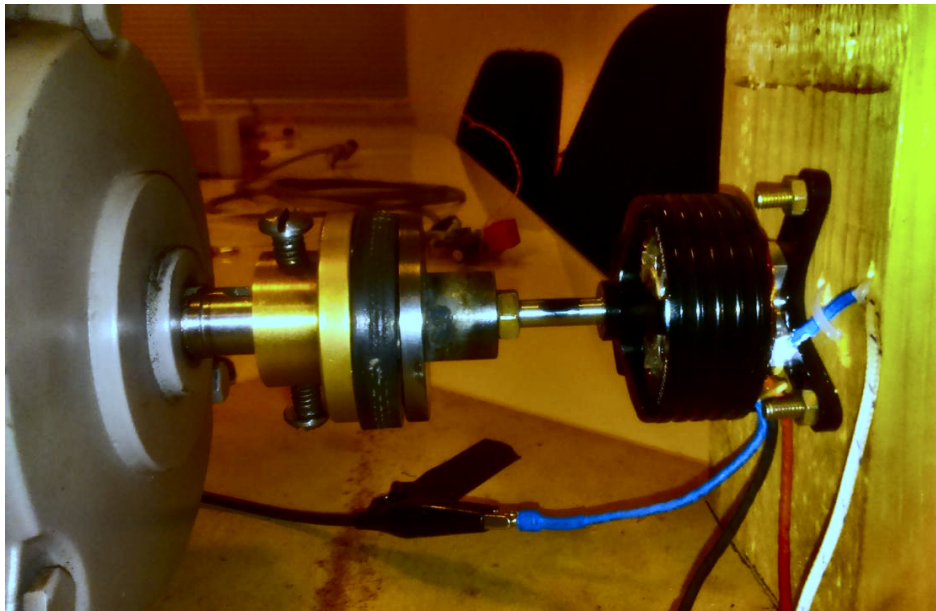
### 4.2.1. Implementación del generador trifásico

Se utilizó un motor eléctrico DualSky XM5015TE-5 para la implementación del sistema de generación eléctrico en el proyecto. Dicho motor es sin escobillas y su rotor es solidario a la carcasa donde los imanes permanentes son colocados.

La cantidad de bobinados que este motor posee es de 24, mientras que la cantidad de imanes o polos es de 28.

El diseño constructivo de dicho motor hace que su constante de velocidad sea relativamente baja comparado con la variedad en el mercado (470 RPM/V). Esto hace que, a mayor tensión en los bobinados, se consiga una velocidad más lenta en el rotor.

Para hacerlo funcionar como generador, se utilizó un motor trifásico Siemens de 1/2 HP a 50 Hz que lo impulsara en directo (como se observa en la figura 4.2). Debido a que la alineación no sería perfecta, se utilizó una transmisión que tenga un eslabón elástico que absorba las diferencias de la alineación y no perjudique los rodamientos



**Figura 4.2:** Acercamiento al banco de ensayo construido para las pruebas del generador.

tanto del generador como del motor. Luego, ambos propulsores se sujetaron a una base en común para que la alineación obtenida sea constante a lo largo del experimento, como se observa en la figura 4.3.



**Figura 4.3:** Banco de ensayo construido para las pruebas del generador.

Para las primeras pruebas, debido a que no se contaba un con rectificador trifásico para las corrientes esperadas a obtener, se utilizaron reóstatos para simular la carga sobre las tres fases y estos se los conectaban tanto en configuración estrella o triángulo según la necesidad.

A los reóstatos se les media la resistencia que poseían antes de comenzar la prueba y luego, se ajustaba en marcha observando la corriente para que no se generen desbalances de carga sobre los bobinados del generador.

Para refrigerar los bobinados se utilizaron ventiladores auxiliares que apuntaban sobre el generador, y se medía con una termocupla la temperatura en el núcleo del mismo. Se buscaba evitar temperaturas mayores a los 80 °C para preservar el magnetismo de los imanes.

Se realizó primero un ensayo de vacío, midiendo las tensiones y frecuencias de la onda generada mediante el osciloscopio y se registró la velocidad a la que el motor impulsador giraba.

Luego, se dejó una velocidad de giro constante del motor, se aplicaron las cargas de los reóstatos en estrella y se midieron nuevamente las tensiones entre el neutro virtual y cada fase del generador. Con una pinza amperométrica de hasta milésima de Ampere, se medían las corrientes que circulaban en cada fase.

Al finalizar la experiencia, se cambiaron los reóstatos por lámparas de auto de 60 W a 12 V y se conectaron en configuración de triángulo. Se midieron las corrientes de las fases como las tensiones sobre los bornes de cada lámpara.

Luego, se conectó entre dos de las tres fases un fusible de 3 A para observar el punto en el cual el fusible se destruye. Se aumentó progresivamente la velocidad del motor impulsador hasta que se llegó al valor crítico.

Utilizando un analizador de inductancias, se midió la misma que había entre dos bornes para los tres casos posibles con el fin de hallar la misma y compararla con los valores provistos por el fabricante. Se realizó un barrido de frecuencia de 50 a 2000 Hz para ver si se encontraba un comportamiento al variar la señal excitadora de 50 mV y 0,5 mA.

De forma similar, se midió la resistencia interna de los bobinados entre dos bornes haciendo pasar corriente por los mismos y observando la tensión que caía.

#### 4.2.2. Utilización del rectificador

Luego de las pruebas realizadas, conectando cargas resistivas sobre las terminales trifásicas del generador, se utilizó un rectificador trifásico de onda completa basado en MOSFETs.

Para los ensayos primero se conectó el rectificador a las salidas del generador y se realizó tanto un ensayo de vacío como de carga para ver el comportamiento de la tensión de salida en función de las revoluciones del eje.

En el ensayo de carga se utilizaron nuevamente reóstatos variables y se midió mediante multímetros la tensión  $V_{cc}$ , la corriente  $I_{cc}$  y la tensión sobre los bornes del generador.

También se utilizó un autotransformador trifásico que posibilitó la regulación de la tensión de entrada, a la frecuencia de línea, que alimentaba el rectificador. Se hicieron nuevamente ensayos de carga y vacío en diferentes escenarios.

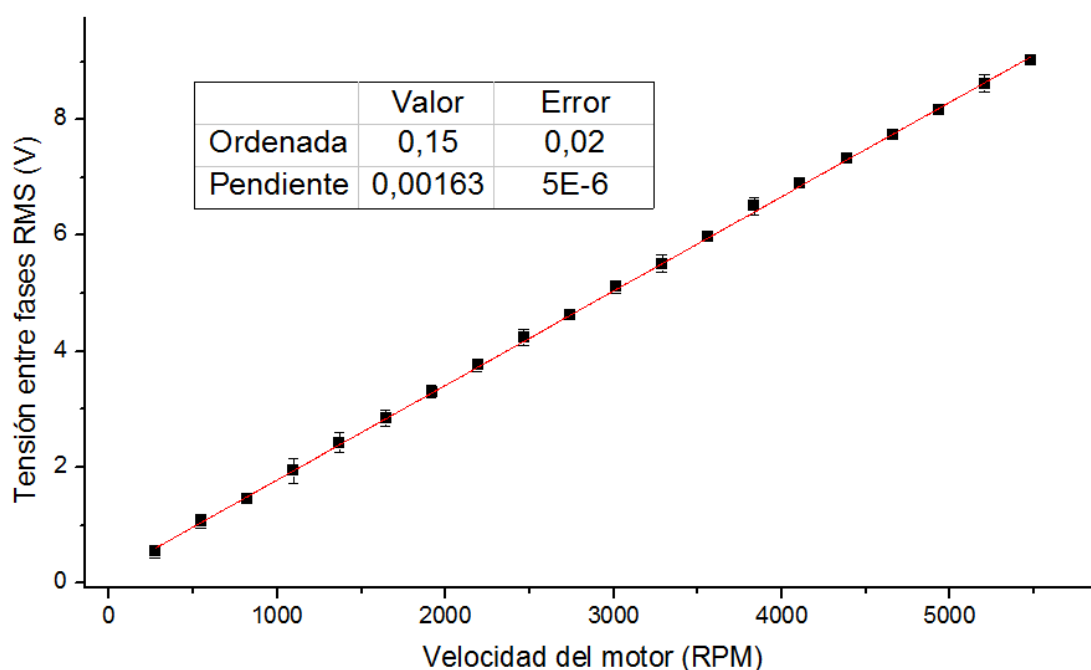
Con los resultados, se pretendió hacer una comparación con los valores teóricos que se deberían obtener y hallar el punto nominal de trabajo para el sistema de generación.

### 4.3. Resultados

#### 4.3.1. Caracterización del generador

Utilizando el motor sin escobillas anteriormente mencionado, se realizaron tanto pruebas de vacío como de carga para encontrar la resistencia interna de los bobinados y de esta forma, luego estimar la pérdida en tensión al exigirle más corriente en un uso futuro.

Las mediciones del ensayo de vacío se muestran en la figura 4.4.



**Figura 4.4:** Tensión entre fases RMS del generador al aumentar la velocidad de rotación.

Se puede ver que el comportamiento de la tensión entre bornes del generador y la velocidad de rotación de su eje es lineal.

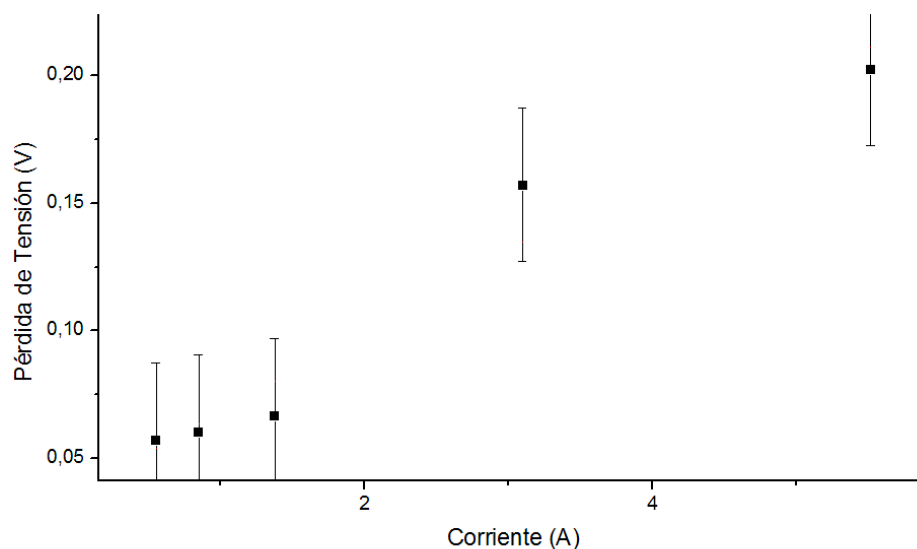
Si bien este motor sin escobillas soporta hasta velocidades cercanas a las 10,000 RPM, el motor impulsor (el motor trifásico Siemens) no podía elevar la velocidad más allá del doble de la nominal sin que existiera el riesgo de que las bobinas se centrifuguen, por lo que sólo se pudo ir hasta aproximadamente 5,500 RPM.

Dado que no se le aplicó una carga eléctrica sobre el generador en esta prueba, fue esperable que el resbalamiento del motor impulsor fuese bajo. Para corroborar la velocidad a la cual se lo hacía girar, se registró la frecuencia del inversor que se le aplicaba al motor impulsor, junto con la frecuencia de la tensión del generador, pudiendo calcular el cociente de estas frecuencias a medida que se incrementaba la velocidad.

El valor encontrado fue de  $(13,96 \pm 0,06)$ , el cual se corresponde con la cantidad de pares de polos que tiene el generador. Utilizando esto y la ecuación 4.1, se observó que el uso del inversor del motor impulsor, sería factible para la medición de la velocidad de rotación con los datos obtenidos.

Para el ensayo de carga, se dejó la velocidad de rotación del motor impulsor en la nominal (2740 RPM) y dispusieron reóstatos de hasta  $10 \Omega$  en configuración de estrella. Se varió su resistencia y por ende la corriente, y se registró tanto la tensión entre el neutro virtual y cada fase, como la corriente que circulaba por ella. Con estas mediciones luego se obtuvo la diferencia media de la pérdida de tensión en bornes al modificar la corriente.

Los resultados se observan en la figura 4.5.



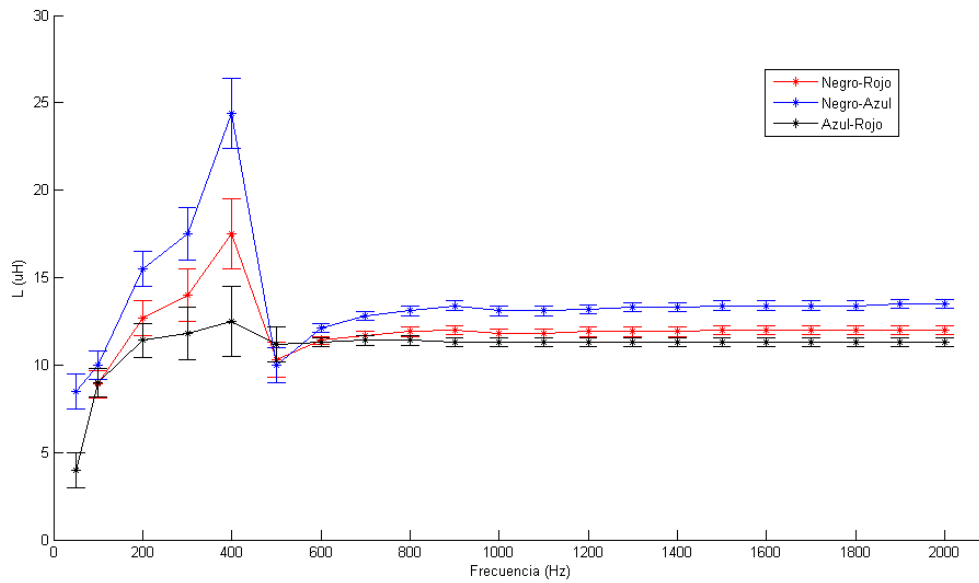
**Figura 4.5:** Pérdida de la tensión en bornes al aumentar la corriente del generador.

Para obtener los valores de la inductancia y resistencia, se realizaron mediciones de las mismas utilizando un analizador de impedancias, una fuente variable de corriente continua y un multímetro, entre los 3 bornes del generador (Azul, Negro y Rojo).

Las mediciones de resistencia fueron

- $R_{NR} = (43,6 \pm 0,2) \text{ m}\Omega$
- $R_{NA} = (47,3 \pm 0,3) \text{ m}\Omega$
- $R_{AR} = (42,4 \pm 0,2) \text{ m}\Omega$

siendo NR, NA y AR la identificación en colores de los bornes usados, y las de inductancia fueron las mostradas en la figura 4.6.



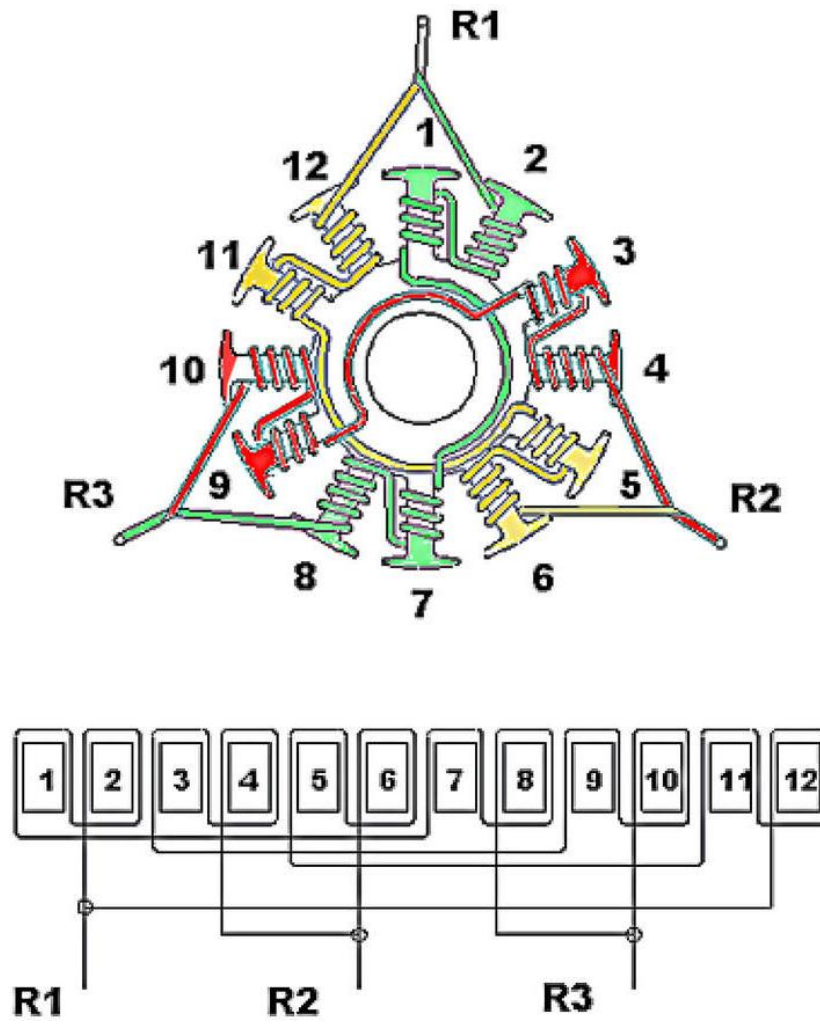
**Figura 4.6:** Inductancia entre los bornes del generador en función de la frecuencia de la señal excitadora.

Se ve que en la frecuencia de los 400 Hz, las mediciones presentan un máximo el cual no debería existir en inductores y resistencias en serie. Sin embargo, haciendo un estudio más profundo de como es el interconectado de las bobinas, se encontró que tiene un conexionado doblemente distribuido LRK en Delta con 5 pasos entre bobina [8]. En la figura 4.7 se muestra un diagrama para otro motor de semejante conexionado.

Al estar conexionado en triángulo, cuando se energizan dos de los bornes para realizar la medición, en las tres fases del generador se está conduciendo corriente. Por lo tanto, al realizar las mediciones, se está obteniendo la impedancia y resistencia equivalente de dos de las fases en serie, en paralelo con la restante. Este efecto, puede llegar a producir una resonancia.

Teniendo en cuenta esto y usando los valores de inductancia fuera de la resonancia, se procedió a hallar mediante cálculo iterativo -por ser ecuaciones no lineales- la resistencia e inductancia de cada bobinado, utilizando las 6 mediciones anteriormente mostradas.





**Figura 4.7:** Diagrama de bobinados de motor con semejante conexionado dLRK en Delta.

Los resultados obtenidos para las resistencias son los siguientes

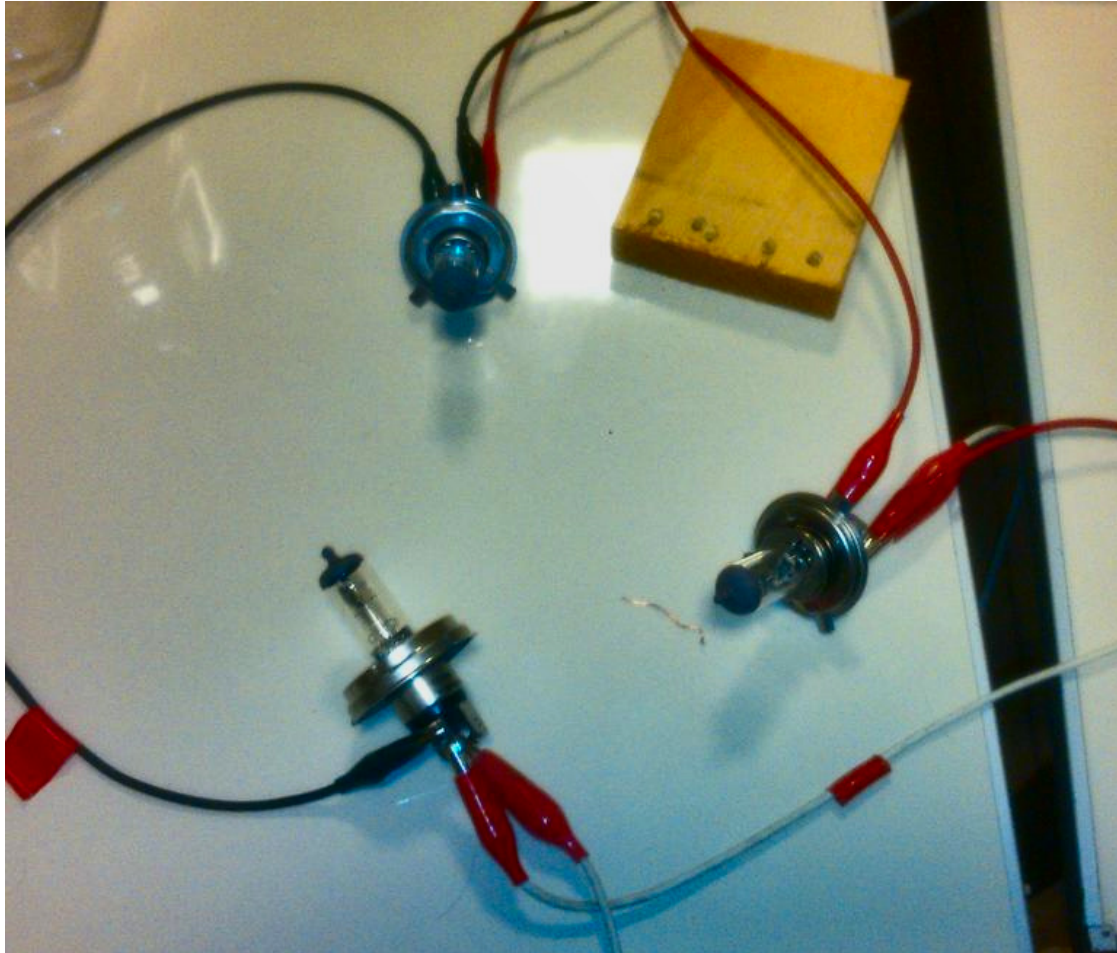
- $R_{NR} = (68,7 \pm 0,3) \text{ m}\Omega$
- $R_{NA} = (72,6 \pm 0,4) \text{ m}\Omega$
- $R_{AR} = (67,4 \pm 0,4) \text{ m}\Omega$

y para las inductancias son

- $L_{NR} = (19,4 \pm 0,1) \text{ }\mu\text{H}$
- $L_{NA} = (20,9 \pm 0,2) \text{ }\mu\text{H}$
- $L_{AR} = (18,61 \pm 0,08) \text{ }\mu\text{H}$  .

Comparándolo con el valor provisto por el fabricante, de 40 mΩ para la resistencia, se puede observar que los valores que promocionan, son los medidos sin tener en cuenta

que el conexionado es en triángulo y no hacen referencia a los valores por bobinado del motor.



**Figura 4.8:** Esquema de conexión de las lámparas para la prueba de carga en triángulo.

Se procedió a conectar en triángulo a lámparas de auto de 60 W y se buscó obtener el valor máximo de corriente sin sobrepasar el límite de velocidad del motor impulsor.

En la figura 4.8 se observa el conexionado del experimento.

Se llevó la velocidad hasta los 5500 RPM y se pudo obtener  $(6,7 \pm 0,1)$  A por cada fase a  $(7,2 \pm 0,2)$  V sobre los bornes de cada lámpara, extrayendo hasta aproximadamente 145 W de potencia.

Dado que la velocidad de rotación no le fue suficiente al generador para alcanzar la tensión de 12 V, las lámparas no pudieron desarrollar los 60 W nominales que poseen.

Se intentó hacer uso de un transformador de 24 V a 220 V entre dos bornes, pero debido a la alta frecuencia de la onda generada (cercana a los 1400 Hz), las pérdidas en el transformador imposibilitaron el uso para elevar la tensión.

### 4.3.2. Caracterización del rectificador

Se conectó el rectificador al generador utilizando los tres bornes y se realizó un ensayo de vacío del mismo para ver la tensión que este podía producir. Sin embargo, dado a que existía la limitación de la velocidad máxima de rotación por parte del motor impulsor, como se vio antes, la tensión entre fases RMS que se podía generar a máxima velocidad era cercana a los 9 V, considerablemente inferior a la mínima de 12 V RMS que necesita el rectificador para que la lógica de compuertas trabaje correctamente.

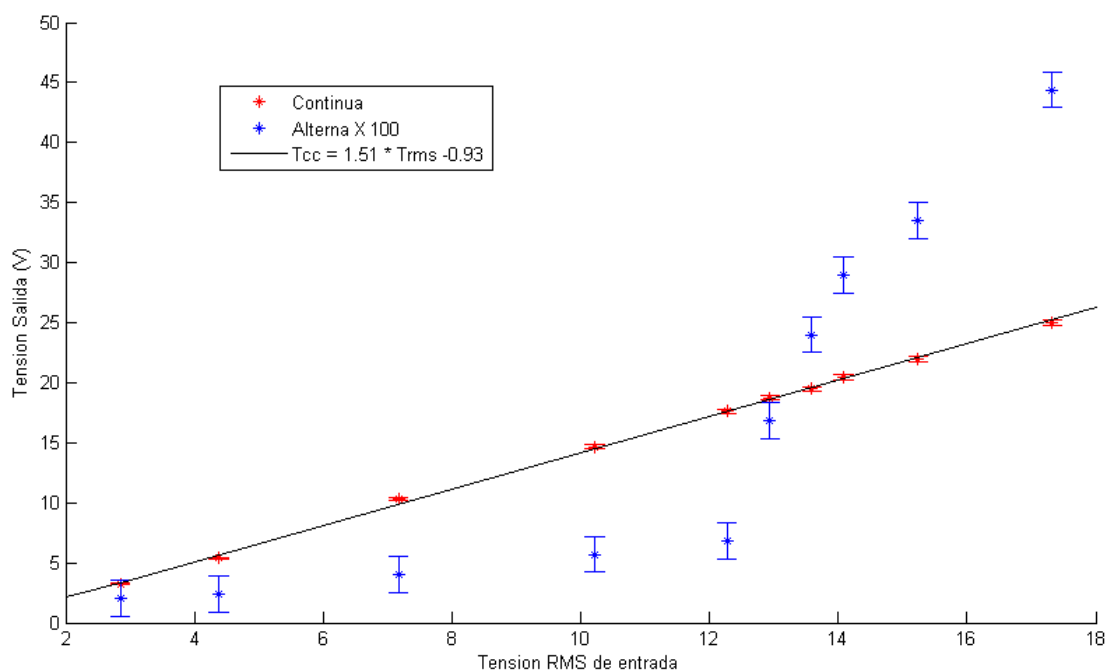
Otra cosa que se observó fue que, debido al capacitor en el rectificador, la onda de salida (al cargar el sistema) se deformaba de las cumbres de la onda senoidal hacia una exponencial decreciente.

Para solucionar el problema de la tensión mínima, se procedió a trabajar con un autotransformador trifásico en el cual se podía exceder esa tensión sin problema. A continuación, se muestran los resultados utilizando dicho autotransformador.

#### Ensayo de vacío

Se midió la tensión RMS de entrada que se ajustaba en el autotransformador y posteriormente, se registró tanto la tensión de continua como la de alterna que el rectificador entregaba.

En la figura 4.9 se observan las mediciones obtenidas.



**Figura 4.9:** Tensión de continua y alterna a la salida del rectificador en función de la de entrada.

Puede verse que la tensión de continua tiene un comportamiento lineal en función de la tensión de entrada, aún para el rango en el cual los conmutadores no funcionan correctamente.

En cambio, observando las mediciones de alterna a la salida, se observa que éstas cambian su comportamiento al estar sobre la tensión mínima del rectificador (de aproximadamente 12 V). Si bien son valores pequeños de tensión alterna, es un comportamiento a tener en cuenta si luego no se haría uso de un filtro o banco de capacitores.

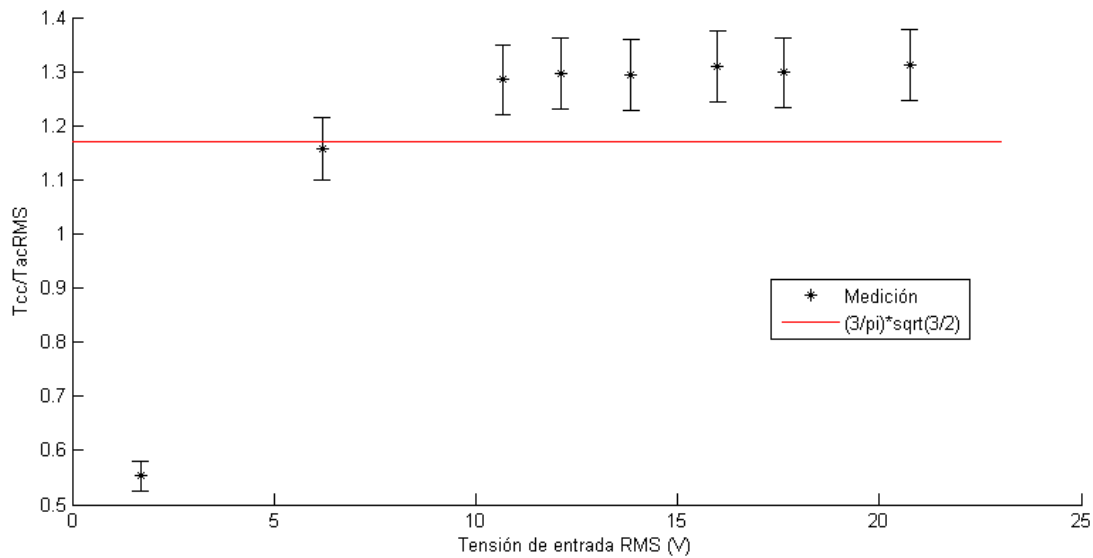
Desafortunadamente, por un problema de masas, todo el equipo de medición del circuito secundario debió flotarse por lo que no se pudo hacer uso de un multímetro para ver la forma y frecuencia de la onda alterna en los ensayos con el autotransformador.

### Comprobación de valores teóricos

Se realizaron ensayos de carga sobre el rectificador con el fin de corroborar los valores teóricos que éste podría otorgar.

Para la relación de las tensiones, se fijó una carga de aproximadamente  $10\ \Omega$  a la salida y se varió la tensión de la entrada.

En la figura 4.10 se observan los resultados.

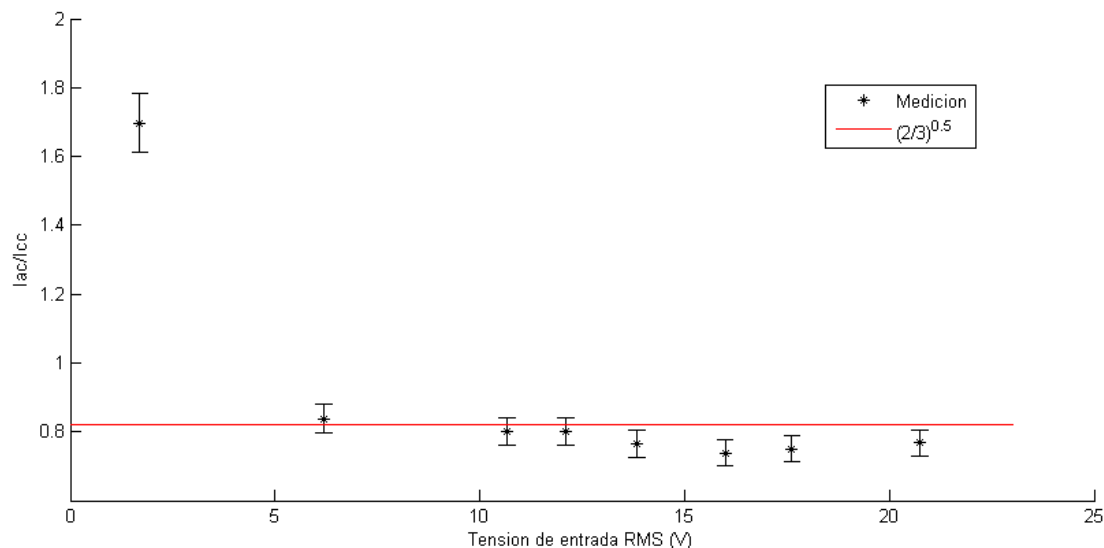


**Figura 4.10:** Cociente de tensiones entre la salida de continua y la entrada en función de la de entrada.

Así, se observa que una vez que la lógica de compuertas comienza a funcionar correctamente, el cociente de las tensiones se hace constante, y además es mayor que el teórico. Esto puede ser posiblemente por el añadido de un capacitor más grande y la baja corriente que se le solicita al rectificador (cerca de 3 A para un rectificador de 40 A), haciendo que para poca corriente, se otorgue una tensión más elevada.

Para la segunda comprobación, se utilizaron las mismas mediciones y se buscó obtener el cociente entre las corrientes de entrada y de salida.

En la figura 4.11 se observan dichos resultados.



**Figura 4.11:** Cociente de corrientes entre la salida de continua y la entrada en función de la tensión de entrada.

Puede verse que nuevamente para bajas tensiones de entrada, el rectificador se aparta del comportamiento esperado, pero que una vez que alcanza la tensión adecuada, su lógica comienza a funcionar correctamente y los valores se asemejan a los teóricos.

## Eficiencia

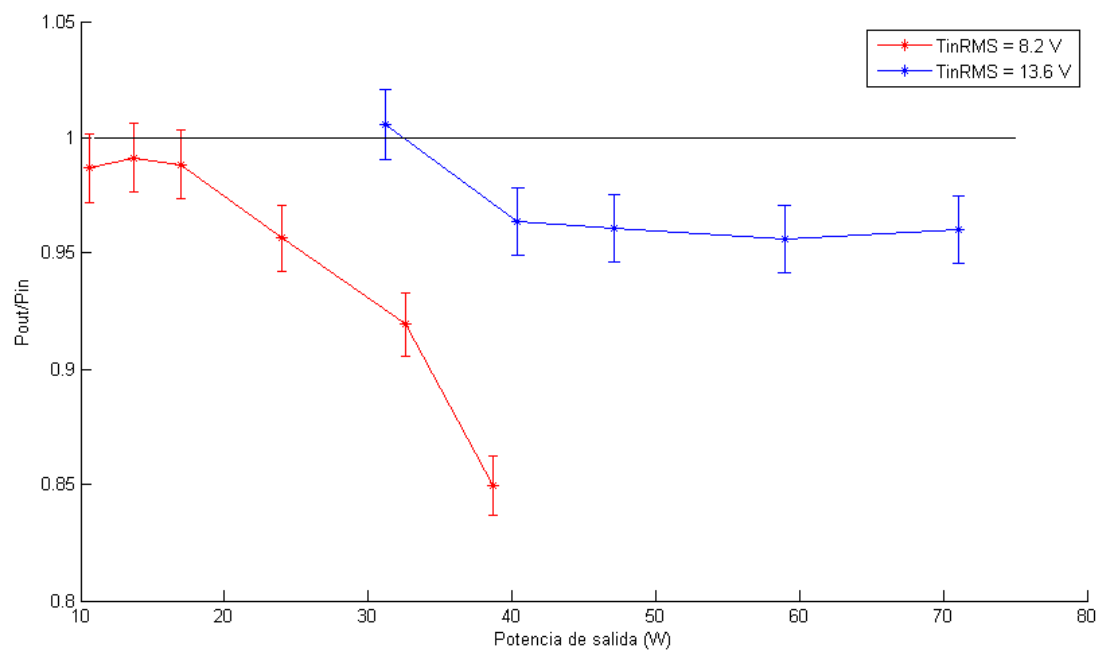
Habiendo visto los comportamientos anteriores, se buscó estudiar cómo se modifica la eficiencia del rectificador cuando la tensión de entrada cumple (o no) con la mínima necesaria para que la lógica funcione.

Se fijaron dos tensiones a la entrada, una antes de los 12 V y otra después que se ajustaban continuamente, y se le realizaron ensayos de carga al rectificador variando la resistencia a la salida. Luego, habiendo medido tanto la corriente como tensión a la entrada y de misma forma en el circuito secundario, se calcularon las potencias y se realizó el cociente entre ellas para ver las pérdidas que se generaban en el rectificador.

Para este modelo, se supuso que debido a que la carga impuesta era resistiva, la corriente estaría en fase con la tensión.

En la figura 4.12 se muestran los resultados del cociente entre las potencias en función de los requisitos a la salida.

Como era de esperar, al no estar operando correctamente el rectificador, la eficiencia del mismo decrece rápidamente a medida que más potencia se le exige a la salida. A



**Figura 4.12:** Cociente de potencias de salida y entrada en función de la potencia de salida.

causa de que el autotransformador tenía una limitación de corriente, no se pudieron seguir registrando más valores para saber cuánto más aumentaría su pérdida.

Esta gráfica muestra el punto de transición en el cual los MOSFET comienzan a funcionar activamente, reduciendo las pérdidas a menos del 5 %.

## Capítulo 5

# Desarrollo de la Mecánica

*“Scientists investigate that which already is; Engineers create that which has never been”*

— Albert Einstein

Habiendo ensayado por separado tanto la parte de generación eléctrica como la de propulsión, luego, se continuó con la elaboración de una estructura compatible con los datos obtenidos en los capítulos previos, que a su vez cumpliera con los requisitos y funcionalidades impuestas en lo planteado en la sección [2.1](#).

Para ello, primero fue necesario establecer un punto de trabajo nominal aproximado en base a los resultados parciales. A continuación, se describe la lógica empleada.

### 5.1. Punto Nominal de Operación

Como se observó, al aumentar el diámetro de la hélice, las velocidades de trabajo para un mismo empuje son menores. El rango de la hélice en el cual se trabajaría fue de entre 20 a 22 pulgadas de diámetro, con un paso de no mayor a las 6 pulgadas. Para vuelos verticales, se tendría un empuje satisfactorio, mientras que en vuelo horizontal, se estaría sacrificando velocidad máxima por su paso pequeño.

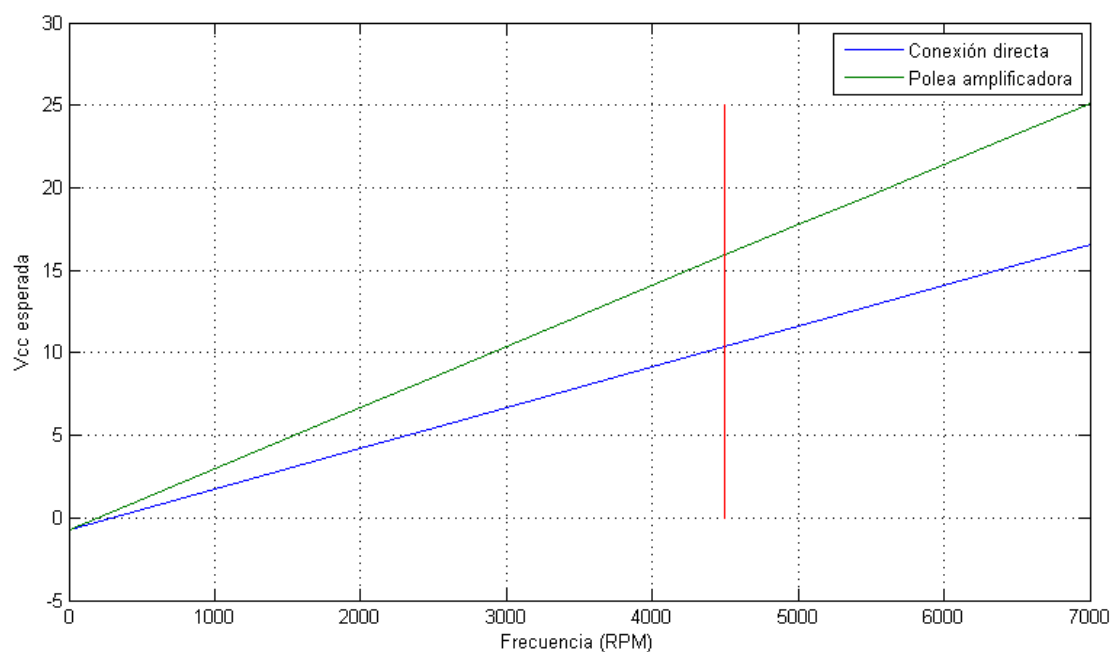
Además, por la generación de energía eléctrica, el motor de combustión estaría más exigido. Eso hace que las revoluciones finales sean menores y que el empuje máximo que pudiese llegar a tener, sea también menor. Estimando que se generen 30 A a 15 V de continua, se perderá más de 1/2 HP del motor en la generación eléctrica. La tensión de 15 V estará definida por los motores eléctricos que se utilicen para la estabilización de la aeronave (lo equivalente a 3 celdas de litio en serie).

En ese caso, habiendo estimado que el vehículo final pese como mínimo alrededor unos 4 Kg, se estaría trabajando con el motor de combustión a una velocidad mayor a las 4500 RPM (ver figura [3.12](#)). Dado que el generador a esta misma velocidad no

llega a cumplir con la tensión mínima del rectificador (figura 4.4), se optó por utilizar una transmisión multiplicadora de velocidad para elevar la tensión del generador.

Suponiendo que a 4500 RPM el rectificador tenga que estar operativo, se obtuvo que la relación de multiplicación debía ser de  $M = 1,6$ .

En la figura 5.1 se observa la tensión que se obtendría a la salida del generador, al utilizar o no una multiplicación de la velocidad.



**Figura 5.1:** Cambio de la tensión de continua con el uso de una polea multiplicatoria en función de la velocidad de giro del motor de combustión.

Se observa que la tensión en vacío de continua, sería totalmente satisfactoria para alimentar a los motores eléctricos, ya que hay que tener en cuenta que una vez que se les solicite carga, la tensión disminuirá.

## 5.2. Diseño de la Transmisión

Por lo comentado, el uso del motor *Brushless* propuesto como generador no podría proveer la tensión requerida por el rectificador si éste se conectara en directo con el eje del motor de combustión. Es por ello, que es necesario un sistema multiplicador de la velocidad, para ser operativo a partir del punto nominal.

### 5.2.1. Opciones de Transmisión

En el mercado hay diversas formas de realizar la multiplicación de velocidad. Las más comunes son:



- cadenas y piñones,
- engranajes, y
- correas y poleas.

Desde el punto de vista de la facilidad de implementación, el uso de piñones y cadenas del estilo de bicicletas sería el más acertado, ya que la gran variedad y disponibilidad de combinaciones que hay en el mercado, junto con el fácil ajuste de la distancia entre ejes, permiten obtener la transmisión sin demasiada complicación. A pesar de esto, existen algunos problemas asociados a su uso.

La velocidad lineal estimada de la cadena para esta aplicación, sobrepasaría severamente la recomendada para el uso de cadenas, por lo que se generaría un desgaste acelerado de los componentes. Por otro lado, y debido también a la velocidad, para evitar que, a causa de una oscilación en la cadena, ésta se salga de sitio, sería necesario utilizar un guía cadena, aumentando más el peso.

Otro problema con este tipo de transmisión, es que se deben lubricar frecuentemente los eslabones y sólo puede ser usada en ambientes con pocos a moderados niveles de partículas. A causa de que se colocaría debajo de la hélice principal, que genera una gran corriente de aire con partículas, se esperaría que a los componentes lubricados se le adhiera suciedad, acelerando el desgaste y estiramiento de la cadena. Por último, otro inconveniente que posee es el peso, que por ser todas partes metálicas, termina siendo elevado.

El uso de engranajes traería la simplicidad en cuanto a la transmisión, pero también tiene problemas semejantes al de las cadenas. Su utilización requiere que todas las partes se encuentren lubricadas y, en lo posible, en un confinamiento hermético que impida el acceso de la suciedad. Cualquier partícula que se introduzca sobre los dientes, comenzaría a erosionar las superficies.

En el caso de la aeronave, un confinamiento no podría realizarse por el aumento de peso y complejidad de instalación, como sería el uso de sellos herméticos, o el poco lugar disponible para su colocación. Además, en una estructura liviana como la que se espera tener, en la cual se es aceptable cierto grado de deformación elástica, no se puede garantizar que el eje del generador y el del motor de combustión tengan un paralelismo preciso, la cual es una característica esencial para el correcto funcionamiento de este tipo de mecanismo.

Por otro lado, también restringe la distancia entre ejes, ya que cuanto más alejado estén, mayores deben ser los diámetros de los engranajes y por consiguiente, el peso final.

Por último, el uso de engranajes planos, los más sencillos de fabricar, son un gran transmisor, pero también generador de vibraciones mecánicas. Si se sumasen las producidas por éstos y las propias del motor de combustión, las vibraciones resultantes sobre el generador, podrían ser problemáticas.

Es por ello, que para el vehículo se descartaron las primeras dos opciones y se eligió una transmisión mediante un sistema de correas y poleas.

Estas mismas tienen como ventaja que no necesitan ningún tipo de lubricación, por lo que pueden funcionar satisfactoriamente en ambientes con partículas en suspensión, tienen la posibilidad de aumentar o disminuir la distancia entre ejes con sólo cambiar la correa, el peso de la correa es bajo y el de las poleas, si bien son metálicas, no llegan a equiparar a su equivalente de engranajes, y debido al bajo peso de la correa, la cantidad de movimiento involucrada es menor, lo que permite alcanzar mayores velocidades.

Otra característica que poseen las poleas es la viabilidad de utilizarlas al tener sistemas que no son totalmente rígidos, donde su paralelismo no es tan preciso. Esto ocurre a causa de que la correa tiene la posibilidad de deformarse elásticamente y que, junto con el agregado de guías laterales de corrección sobre cada polea, o centrador, se impide que la correa salga de las poleas.

También, gracias a que son un medio elástico, reducen parcialmente las vibraciones como si de un amortiguador se tratase. De esta forma, las mismas no pasan del motor de combustión hacia el generador, el cual posee rodamientos más frágiles.

Para finalizar, al utilizar una correa, se obtiene otro beneficio que las otras dos transmisiones no poseían: la función de fusible. Así, en caso de que las tensiones que se ejerzan sobre la transmisión sean mayores que las de diseño, por ejemplo, si se atasca el eje del generador, la correa simplemente se cortaría, sin que se vea comprometido el resto del sistema propulsor.

Una vez definido el tipo de transmisión, se procedió con el diseño de la misma de acuerdo características planteadas en el presente proyecto.

### 5.2.2. Diseño y Construcción

Luego de evaluar las opciones, se terminó optando por utilizar una extensión del eje del generador *Brushless*, fijada mediante un rodamiento por debajo de la altura de la polea. Debido a esto, el ancho de las poleas quedaría acotado ya que, la hélice principal, podría rozar o colisionar contra las mismas.

Los requisitos para el diseño de la parte eléctrica fueron una tensión de al menos 15 V y una corriente cercana a los 40 A. Esta corriente, se definió así por dos razones: la primera por ser la corriente máxima que se puede hacer circular sobre los bobinados del generador y la segunda, por ser aproximadamente lo que los 4 motores eléctricos consumirían a dicha tensión, multiplicado por un factor de seguridad de 2. Este factor, siendo más alto que los 1,5 de los aviones comerciales [9], se tomó según el promedio de tabla de factores de servicio (ver apéndice D) de generadores y compresores para el dimensionamiento de correas. Usando este valor, se garantizaría que una interrupción en el suministro energético cercano al rango de operación, no sería provocado por la

transmisión, sino por otro eslabón más débil. Por otro lado, esto permitiría la reutilización del mismo sistema en el caso de una ligera repotenciación de los motores eléctricos en el futuro.

Comenzando con la selección del tipo de correa a utilizar, primero se buscó la velocidad lineal máxima que la correa tendría en el caso extremo. Para ello, se vio en un catálogo de poleas que los diámetros de las mismas, para la relación de  $M = 1,6$ , oscilaban alrededor de los 50 mm. Teniendo en cuenta que la velocidad máxima del motor de combustión en la cual se pudo operar, estuvo alrededor de las 8000 RPM, se llega a que la velocidad máxima lineal de la correa sería

$$v = r \cdot \omega = \left( \frac{50/2}{1000} \right) \text{ m} \cdot \left( \frac{2 \cdot \pi}{60} 8000 \right) \text{ Rad/s} \approx 21 \text{ m/s}.$$

Dada esta velocidad, se elimina de la selección a las correas planas, las cuales pueden transmitir a una velocidad de hasta 5 m/s.

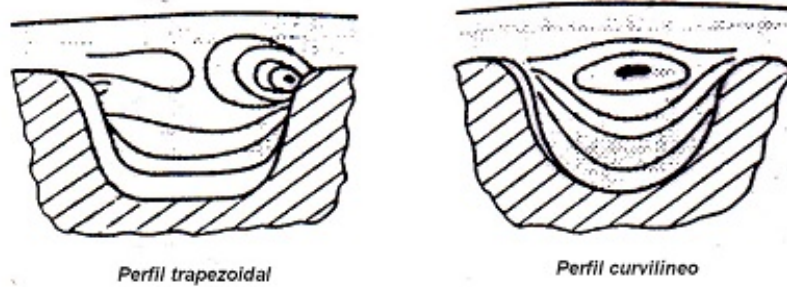
Descartada la anterior, se evaluaron las correas trapezoidales, que soportan una velocidad máxima de hasta 30 m/s. Estas, tienen una forma de cuña rebajada con núcleo de alta resistencia y funcionan por fricción sobre las pistas de las poleas con forma en “V”. Por su mayor superficie de contacto, admiten transmisiones de fuerzas más grandes que las planas. Sin embargo, dado que se estaría operando a velocidades muy cercanas al límite, la cantidad de movimiento generada podría sacarla del canal, y por tal motivo, se optó analizar otras opciones.

Además, como no se quería ejercer una gran tensión sobre los rodamientos del eje secundario como los del motor de combustión, y a causa de que la fuerza máxima a la que pueden operar depende de la pretensión entre las poleas, este tipo de correa no era apto para el diseño propuesto.

La correa elegida finalmente, fue del tipo dentada, o síncrona, ya que acepta velocidades de giro más elevadas que las anteriores, al transmitir la fuerza mediante los dientes y no por fricción, porque posibilita el incremento de la potencia al mismo tiempo que reduce el tamaño de las poleas, haciéndolas más compactas, garantizando que la relación de multiplicación sea constante, y además, no patina, por no necesitar de una pretensión elevada para operar.

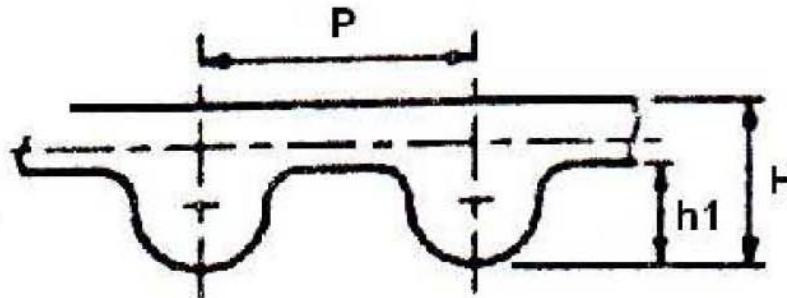
Definido el tipo de correa, se calcularon los parámetros para la selección de una posible combinación de poleas y correas, que sean aptas para: el trabajo en función de la potencia a transmitir, la velocidad de rotación a la cual funcionaría, la relación de multiplicación y las dimensiones disponibles.

En lo que hace a las correas dentadas, se puso interés en el grupo de dientes de forma HTD y no trapezoidal, ya que la distribución de tensiones en cada diente se uniformiza (ver figura 5.2), permitiendo aumentar la fuerza de trabajo ante tamaños similares de correas.



**Figura 5.2:** Distribución de tensiones en correas con diente trapezoidal y HDT, respectivamente.

La forma de selección consiste en utilizar los catálogos y comprobar si se cumplen los requisitos impuestos.



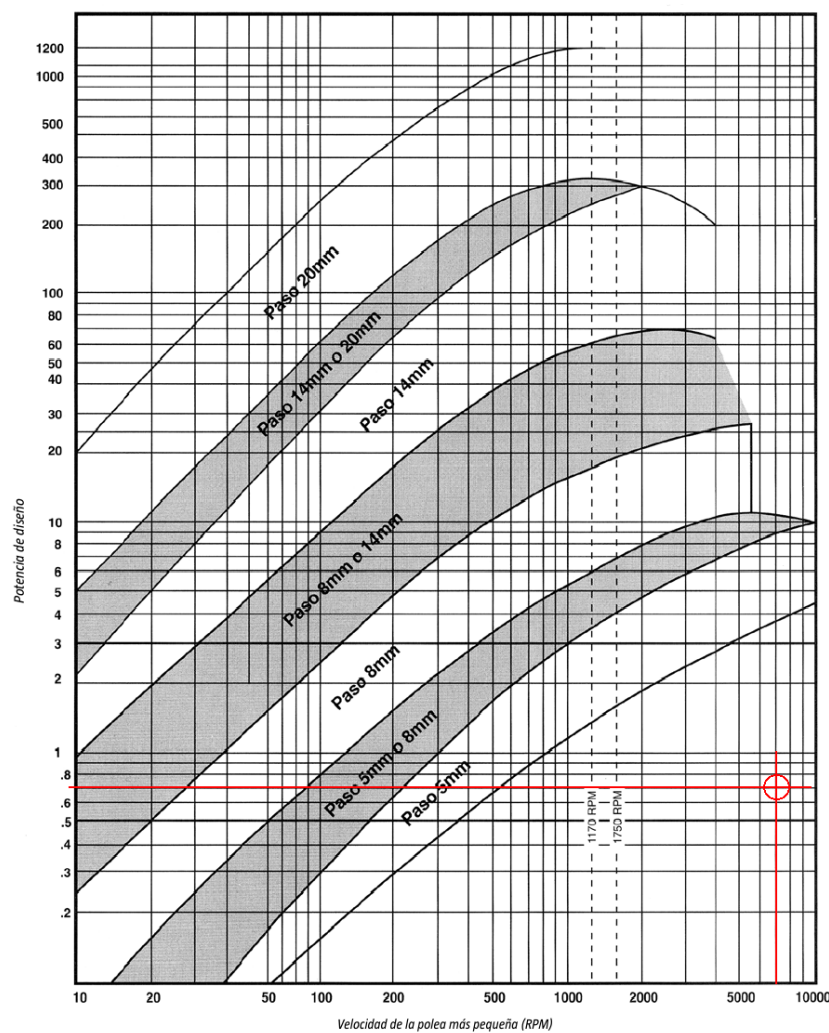
**Figura 5.3:** Parámetros propios de las correas tipo HTD.

En el caso de las correas HTD, los parámetros, mostrados en la figura 5.3, se miden en el sistema métrico y varían según la carga. Como se observa, la distancia entre dientes se denomina "paso", la altura del diente  $h_1$  y la altura de la correa  $H$ .

Lo primero que se debe encontrar es el tipo de paso de correa a utilizar. Esto se hace buscando la zona en la cual la potencia y velocidad requerida, superan las zonas mínimas de ese tipo.

Dado que el generador tiene una recomendación de fábrica de no operarlo a más de 12,000 RPM, al tener multiplicación, se limita la velocidad del motor de combustión a no más de 7,500 RPM aproximadamente, algo menor a los 8,000RPM alcanzados en los ensayos. Con esto, se define la geometría que va a tener la hélice para poder sustentar al vehículo en ese rango de velocidad, como se verá más adelante.

Sabiendo que la potencia eléctrica máxima es de  $P = V \cdot I = 15V \cdot 40A = 600W \approx 0,8HP$ , y que por seguridad frente a un incremento de tensión se tomó 0,7KW, el régimen nominal deberá ser por lo menos de 4500 RPM. Debido a las limitaciones de velocidad del generador, se observa en la figura 5.4 que será necesario un tipo de correa mínimo de 3M para el funcionamiento. Este número no sólo indica el paso, sino



**Figura 5.4:** Selección de correa tipo HTD según potencia y velocidad requerida.

también el tamaño de los dientes.

Para corroborar si el tipo de correa es apto, se evalúa la tensión máxima que la correa va a tener. Se utilizó el caso extremo donde la potencia es máxima y la velocidad, mínima. De los catálogos, para la relación deseada, se observa que las poleas tendrán un tamaño aproximado entre 30 mm a 40 mm. Tomando el promedio, se halló la fuerza máxima a partir de  $P = \tau \cdot \omega$ , dando

$$F_{max} = \frac{60 \cdot P_{max}}{N_{min} \cdot \pi \cdot \phi} = 85\text{N}.$$

Comparando este valor con los 50 N de esfuerzo máximo admisible para las correas 3M [10], se ve que en las situaciones extremas de funcionamiento, este tipo de correa podría llegar a verse comprometido y romperse.

Se probó modificar y aumentar los diámetros de ambas poleas, con el fin de reducir las tensiones sobre la correa, pero sin cambiar la relación de multiplicación, y tomando

los diámetros de 42 mm y 68 mm, se encontró que la tensión máxima que se produciría sería sólo un 10 % menos que la máxima admisible. Dado que se encontraría tan cerca del límite, y al ser una combinación más pesada que la original, no se continuó con este paso de correa.

Por regla, hay que seleccionar una correa que soporte como mínimo la peor situación operativa, por lo que se prosiguió con el siguiente paso de correa más robusto, la 5M.

En este caso, al variar el tamaño de la correa, también se ven modificados los diámetros de las poleas. Del catálogo se eligieron las poleas de 15 y 24 dientes, cuyos diámetros son de 23,87 mm y 38,2 mm, respectivamente. Para ver si esta combinación no exigiría de más a la correa, se procedió a calcular nuevamente la tensión máxima. El valor encontrado fue de 78 N.

Dado que ahora se tiene una correa con un diente más robusto, este tipo de transmisión soporta un máximo admisible de 130 N [10], con lo que se tendría un rango del 40 % del máximo, antes que la correa se vea comprometida. A su vez, al utilizar este tipo de correa, las poleas permiten ser más pequeñas, contribuyendo a reducir el peso final de la transmisión.

Teniendo el tipo de correas y las poleas seleccionadas, se determinó la distancia mínima a la cual se debería colocar el eje del generador. Para relaciones de transmisión entre 1 y 3, la distancia entre ejes debe ser [10]

$$E \geq \frac{(M + 1) \cdot d}{2} + d \quad (5.1)$$

donde  $E$  es la distancia entre ejes,  $M$  es la relación de transmisión y  $d$  es el diámetro de la polea menor. El valor que se obtiene al aplicar la fórmula 5.1 es de 55 mm. Tomando una distancia de aproximadamente 80 mm, ya se cumple dicho requerimiento.

Al definir esta dimensión, se calculó el tamaño correcto de correa mediante

$$L = 2E + \frac{\pi}{2}(D + d) + \frac{(D - d)^2}{4E}.$$

Para el caso, la correa seleccionada fue la HTD 270 5M de 9 mm de espesor.

Al no tener una diferencia significativa entre diámetros de las poleas, se observó que, utilizando la siguiente fórmula

$$A = 180 - 57 \frac{(D - d)}{E}$$

el ángulo de contacto  $A$  ronda los 170°. Con este valor, se determina que el factor de corrección de fuerza disminuye solamente un 2 % [10], por lo que se desestimó del resto de los cálculos.

Determinando nuevamente la velocidad lineal de la correa, pero ahora con los diámetros de poleas ya definidos, se obtiene que ésta es de 12,5m/s, corroborando que sería

satisfactorio su uso.

El material elegido para la fabricación de las poleas fue un acero SAE 1045. A pesar del agregado de peso con este material, y dado el esfuerzo y velocidad que desarrollaría, el uso del acero aumentaría notablemente la vida útil de la transmisión al resistir mejor el efecto abrasivo de la correa sobre las mismas [11].

Por no poder garantizar un paralelismo preciso, las poleas se diseñaron con centreadores para que mantengan la correa siempre dentro de las poleas. En la figura 5.5 se observa el estilo de polea utilizada para este proyecto.



**Figura 5.5:** Representación genérica del tipo de polea utilizada.

Se observan los canales laterales que protegen a la correa ante un desalineamiento, y el chavetero transmite la potencia del eje del motor hacia la correa.

### 5.3. Definición de Perfiles Alares

Retomando el diseño presentado en la sección 2.1 para la inclusión de perfiles alares, se procedió a definir un perfil tentativo que cumpla con los requisitos propuestos.

Al tener en el diseño un tercer ala que también actúa como fuselaje de la parte de propulsión, lo que mejora la aerodinámica del vehículo, se limitaba el tipo de perfil alar que se podría llegar a utilizar. El problema surge al estar sustentado verticalmente mediante la hélice principal; en este caso, el flujo de aire saliente de la hélice tendría un efecto sobre el ala central. Si el perfil a utilizar genera sustentación con un ángulo de ataque nulo, el vehículo comenzaría a moverse lateralmente a pesar de no tener inclinación alguna.

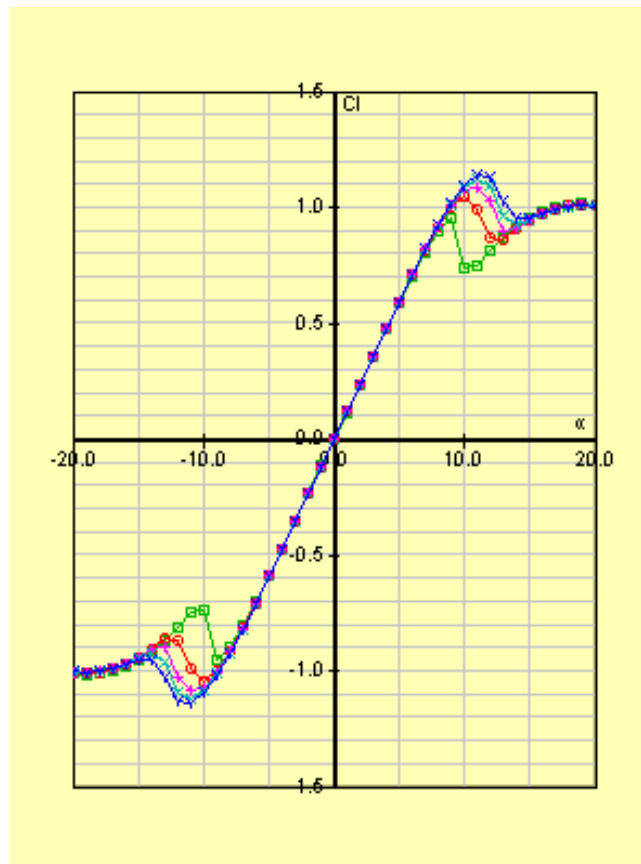
Para que esto no ocurra, se necesitaría que, ante un ángulo de ataque nulo, la fuerza generada sea también nula. Los perfiles que cumplen con este requisito son los perfiles simétricos, los cuales se propondrían como respuesta al problema.

Con el fin de determinar la viabilidad de la solución alar, se buscó averiguar si las alas podrían igualar el peso mediante el empuje generado y sustentar la aeronave. Para ello, se calculó la fuerza de *Lift* generada por las alas con la siguiente fórmula

$$F_L = \frac{1}{2} \rho V^2 S_A C_L \quad (5.2)$$

donde  $F_L$  es la fuerza de sustentación producida por las alas,  $\rho$  es la densidad del aire,  $V$  es la velocidad de entrada del aire al perfil,  $A$  es la superficie alar que se calcula como  $S_A = l_c \cdot l_a$  con  $l_c$  la cuerda y  $l_a$  el largo del ala, y  $C_L$  es el coeficiente de *Lift* para el perfil, dado un ángulo de ataque  $\alpha$ .

Para el diseño, se propuso un perfil simétrico de cuatro cifras NACA 0012. Los dos primeros dígitos de las series de 4 cifras describen la curvatura del perfil que, al ser simétrico, la cuerda será horizontal y la curvatura es nula. Los últimos dos números representan el espesor máximo en % de la cuerda. Cuanto mayor sea este valor, más ancho será el perfil.



**Figura 5.6:** Variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para diferentes modelados del perfil NACA 0012.



En la figura 5.6 se observa cómo es el cambio del coeficiente de *Lift* en función del ángulo de ataque. Puede apreciarse que, ante un ángulo nulo de la dirección del viento de entrada, la fuerza resultante es nula.

Por ser el primer prototipo y al desconocer cuánto momento se necesitaría para compensar las perturbaciones que el motor de combustión genera, se propuso partir de un vehículo de mayor porte y que las dimensiones de la estructura cuadrada sean de 1000 mm de lado. Esto traería como beneficio, un mayor momento de inercia y brazo de palanca para los motores eléctricos, en contra de tener un primer prototipo más pesado y lento.

Comparando los pesos de aviones de radiocontrol, con una estimación de las superficies alares utilizadas en cada caso, se propuso una cuerda de aproximadamente 300 mm.

Para utilizar la ecuación 5.2 sólo resta conocer la velocidad. Tomando los valores de velocidad promedio para algunos cuadricópteros, se observa que este valor es conservativo debido a que, cuando el prototipo realice un vuelo en modo horizontal, la velocidad alcanzada será mayor a ésta. Dicho esto, dado que el rango de velocidades a los que vuelan los cuatrirrotores es de entre 60 km/h y 80 km/h [12], para los cálculos se utilizó el promedio de ambos dando 70 km/h o 19,4 m/s.

El cambio en modo de vuelo, de vertical a horizontal, se realizaría pasando de un ángulo de ataque de 90° hacia ángulos cercanos a los 0° a medida que toma más velocidad. Por eso, para el cálculo se tomó el coeficiente de sustentación para el mayor ángulo de ataque para el cual no hay *Stall* o pérdida, que se ubica alrededor de los 10°. Para este ángulo de ataque, el empuje de las alas sería el máximo. Dicho coeficiente para el ángulo elegido, resulta ser de aproximadamente  $C_L = 1,0$ . Reemplazando estos valores en la ecuación 5.2, y tomando sólo en cuenta la sustentación dada por el ala superior e inferior, se obtiene que el empuje máximo será de

$$F_L = \frac{1}{2} \cdot 1,2\text{kg/m}^3 (19,4\text{m/s})^2 \cdot 1,0 \cdot 2 (0,3\text{m} \cdot 1\text{m}) \approx 135,5\text{N}$$

o lo que es equivalente a casi 14 Kg de sustentación, sin el aporte del ala central. Se estima entonces que, aún teniendo una menor velocidad y un menor ángulo de ataque, el vehículo podría volar como avión con esta geometría.

Por no ser esencial la instalación de los perfiles alares sobre el primer prototipo, se trató de minimizar los futuros cambios en la estructura del vehículo de diseño preliminar que se estudiaría en este trabajo.

## 5.4. Diseño de la Estructura

Volviendo a lo mencionado en la sección 2.1, el vehículo constaría de una estructura cuadrada exterior donde el motor de combustión se encontraría en el centro del mismo. Los motores eléctricos, sin embargo, se dispondrían en los vértices más lejanos al centro, para otorgar un brazo de palanca mayor al sistema de control (ver figura 2.1).

Al tener las dimensiones de las alas, los lados de las estructuras ya quedan definidos. La confección de las alas, se realiza por medio de costillas con la forma del perfil y se sitúan equidistantemente a lo largo de toda el ala. Por su parte, para que las costillas no varíen su posición, se utilizarían dos travesaños.

En este proyecto, por la mayor facilidad para adquirirlas y de construcción de la estructura, se trabajó con perfiles de aluminio 6061 T6. Luego, podría realizarse un nuevo diseño con materiales más livianos, como varillas de fibra de carbono.

Si bien la estructura exterior es lo más voluminoso del vehículo, la parte primordial de la estructural es el ala central, cuya función es la de sujeción del motor de combustión, el sistema generador y la transmisión de las fuerzas al resto del vehículo.

En vista de las grandes vibraciones mecánicas que el motor produciría, se decidió separar esta parte del resto de la estructura mediante eslabones flexibles, amortiguando parcialmente las vibraciones que llegarían hasta los demás componentes.

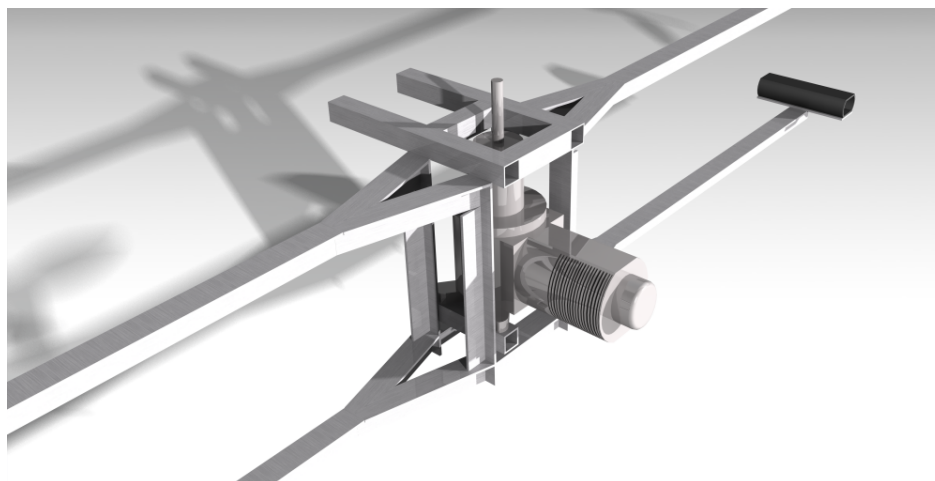
La forma del ala central fue influenciada para que por los extremos quepa dentro del perfil alar seleccionado, mientras que en el centro, donde se encontraría la propulsión, la misma pueda ser recubierta como si se tratase de un fuselaje.

El agarre del motor constó de 4 bulones que se localizan en la sección posterior al cigüeñal, quedando en voladizo a partir de ese plano. Para disminuir los esfuerzos al estar en voladizo, provocando mayores tensiones en la estructura y desplazamientos más amplios del motor, se colocó el motor en un plano lo más bajo posible respecto del ala central, y se encapsuló luego dentro de un prisma rectangular formado por perfiles cuadrados huecos y T. De esta forma, la distancia entre la hélice y el fin del ala, también se reduciría. En la figura 5.7 se observa cómo el motor es contenido dentro del esqueleto del ala central.

El motor, sin embargo, al producir calor por la reacción química, no se encerró completamente dentro del ala, sino que el cilindro que contiene aletas de refrigeración, quedó expuesto al flujo del aire.

En el agarre del motor, se colocaron elastómeros de gran dureza para amortiguar parcialmente las vibraciones sobre el ala central y a su vez, para que el agarre, dado por una tuerca y contratuerca, siempre tenga una presión de contacto que prevenga que se afloje la sujeción.

Para que el ala central sea lo más esbelta posible, la jaula del motor se sujetó mediante 4 cuñas con perfiles T, dos sobre el lado superior y las otras dos cerca del



**Figura 5.7:** Renderizado del ala central principal, detallando la ubicación del motor de combustión y su jaula de contención.

plano de agarre del motor, que luego se extendería con un perfil T hasta vincularse con el resto de la estructura cuadrada.

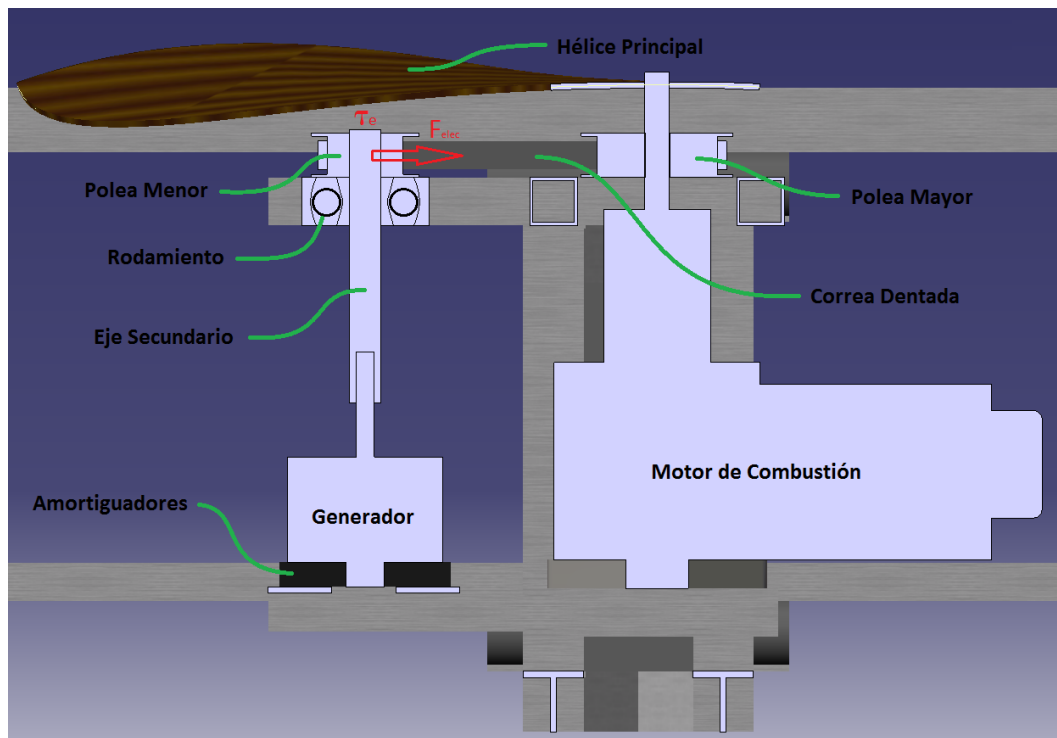
La generación eléctrica se ubicó a 80 mm del eje del motor. Para reducir la carga sobre los rodamientos del generador *Brushless*, cuyo uso no fue el de diseño, se buscó absorber la pretensión de la correa con un rodamiento ubicado en el plano superior de la jaula. Por ser el eje del generador corto, se propuso utilizar una extensión roscable sobre el mismo eje, que permitió desplazar el generador a una posición más lejana a la hélice. El vínculo entre el generador y la estructura, se realizó mediante elastómeros blandos, que le permitirían cierto grado de libertad ante desalineaciones del segundo eje, y una reducción de las vibraciones producidas por el motor. En la figura 5.8 se observa un corte de la disposición de las piezas mencionadas.

Para una primera estimación de los materiales que se usarían para el eje extensor, se utilizó la simplificación de diseño de no tener momentos transversales en el eje, fatiga o esfuerzos concentrados, cuya fórmula para el diámetro resulta [13]

$$\phi_s = \left( \frac{10,2 \cdot S_f}{\sigma_Y} \cdot K_t \cdot \frac{9,549 \cdot P}{N} \right)^{1/3}$$

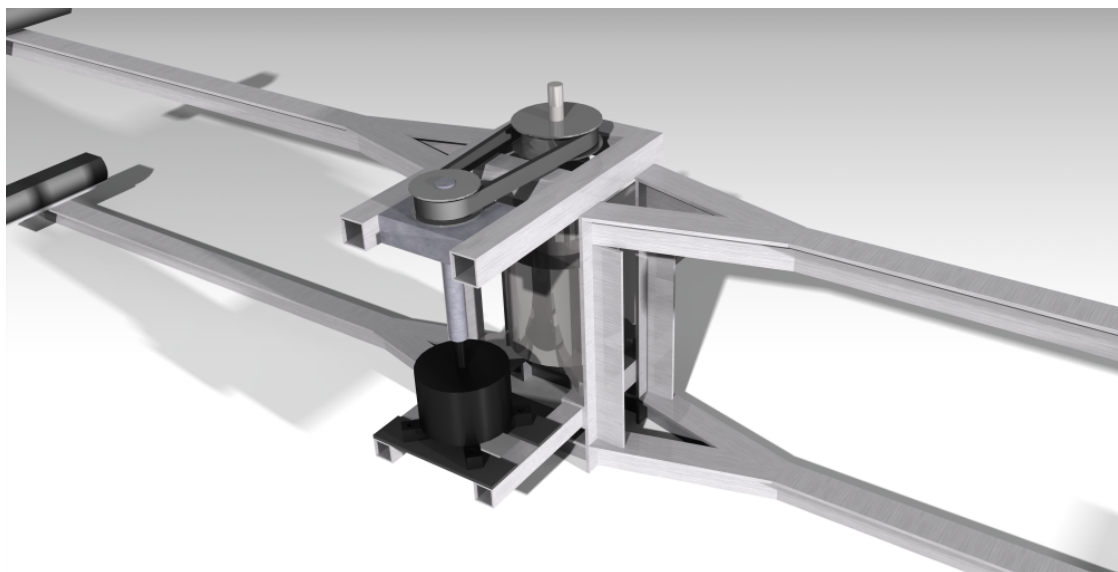
donde  $S_f$  es el factor de seguridad, en este caso 2,  $\sigma_Y$  la tensión de fluencia del material,  $K_t$  es el factor de *shock* debido al torque (valor de 2 para *shocks* abruptos de torque),  $P$  es la potencia transmitida en Watts y  $N$  es la velocidad en RPM. Tomando como material, al aluminio 6061,  $\sigma_Y = 276$  MPa, el diámetro mínimo es de aproximadamente 5 mm. Sabiendo ésto, se investigaron los materiales disponibles y se seleccionó un eje de 10 mm. En la siguiente sección se realizó un análisis por elementos finitos para corroborar el funcionamiento previo al ensamble.

El rodamiento seleccionado para la tarea fue el SKF 6000 de 8 mm de espesor y



**Figura 5.8:** Corte de la sección de generación eléctrica junto con la transmisión desde el motor de combustión.

26 mm de diámetro exterior [14] por haberse utilizado anteriormente en un proyecto con mayores solicitaciones de carga y desbalanceo. El sobredimensionamiento de este componente asegura que la falla del aparato no va a deberse por el rodamiento al desconocer la verdadera magnitud de las vibraciones del motor.



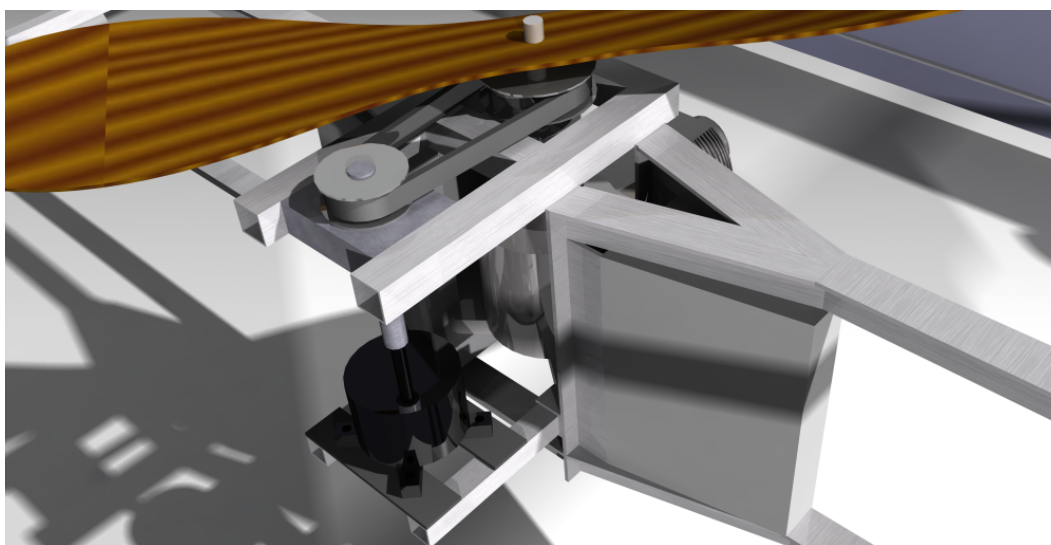
**Figura 5.9:** Ampliación de la zona de la jaula y de la generación eléctrica.

El agarre del rodamiento consistió en una placa de aluminio con un rebaje circular

no pasante, del espesor y diámetro externo del rodamiento. Este rebaje sería utilizado como encaje. A su vez, estas placas se atornillarían sobre extensiones laterales de la jaula y se le daría la pretensión sobre la misma. En la figura 5.9 se observa un detalle de la zona de la jaula y de la parte de generación.

La experiencia ha mostrado que el uso de bulones y tuercas para unir los perfiles no resulta eficaz para estructuras que deben ser rígidas. Por tal, como es necesario que el esqueleto del vehículo no sufra deformaciones, para que el control funcione correctamente se decidió utilizar soldadura TIG en las partes claves del ala central y del cuadrado exterior.

El paso siguiente fue definir la ubicación del almacenamiento de combustible. Para colocar todos los componentes ocupando el menos espacio posible dentro del fuselaje, los tanques de combustible se pensaron con geometría de prisma triangular, para ubicarse entre las cuñas de la estructura del ala central. De esta forma, se aprovecharía el espacio inutilizado entre ambas y resolvería otro problema de diseño: ya que a medida que el combustible se va consumiendo, se afecta el momento de inercia y el centro de gravedad de la aeronave.

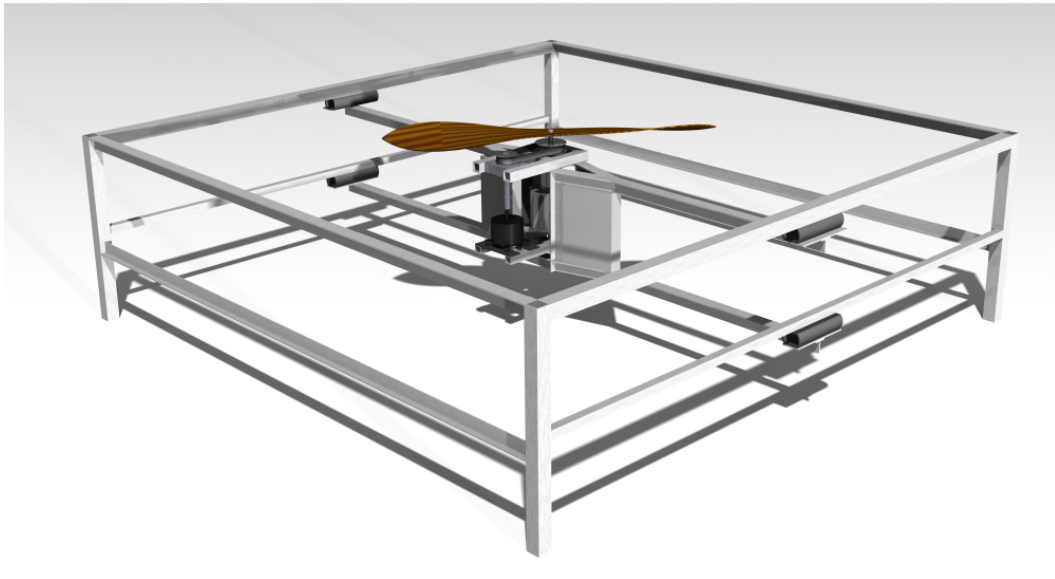


**Figura 5.10:** Ampliación de la renderización sobre los tanques de combustible.

Por tal, al colocar dos tanques simétricos lo más cerca del centro de masa, se logra que la diferencia de momentos sea nula o que, en caso de existir alguna, el radio al cual está ejerciendo momento, sea muy pequeño. En la figura 5.10 se observa el detalle sobre el centro del ala principal. La capacidad de combustible se definió para que ronde al menos 1 litro.

Se utilizaría una amortiguación elástica entre el ala central y la estructura exterior para reducir la propagación de las vibraciones del motor. Fue necesario disponer de superficies planas en la parte inferior de las vigas laterales de la estructura externa,

para colocar allí el suplemento que acople con las extremidades del ala central. En la figura 5.11 se observa la disposición que tendría el esqueleto del vehículo.



**Figura 5.11:** Renderización del acople entre el ala central y la estructura exterior.

## 5.5. Validación de la Estructura

Para determinar los perfiles a utilizar, se generaron múltiples diseños del ala central y se realizaron diversos ensayos para corroborar su eficacia.

Finalmente, se decidió utilizar vigas cuadradas de 20 mm de ancho y 1,5 mm de espesor, junto con perfiles T de 3/4“, los cuales fueron utilizados en las pruebas detalladas a continuación.

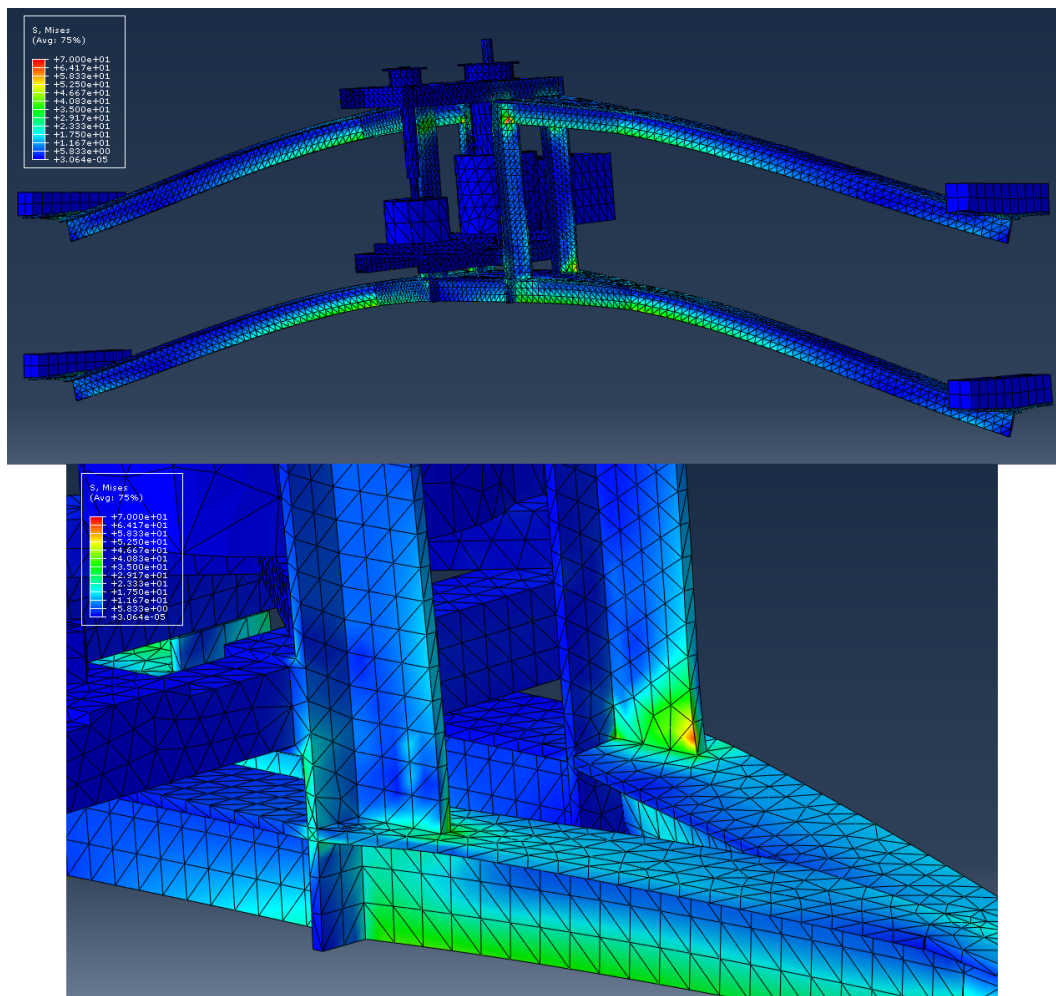
Se buscó estudiar si el modelo soportaría las cargas de operación mediante el método de elementos finitos, utilizando *Dassault Systemes ABAQUS*.

### 5.5.1. Ensayo por Fuerzas Estáticas

El primer análisis realizado fue un ensayo estático utilizando el empuje máximo obtenido en los ensayos experimentales de la figura 3.12. El mismo rondó los 8 Kg de fuerza. Para el análisis, se utilizaron elementos tetragonales y se optimizó el cálculo aumentando el tamaño promedio de los elementos en las zonas menos conflictivas como el motor, generador y los laterales del ala.

Las condiciones de contorno se impusieron con el uso de los amortiguadores laterales de goma, cuyas propiedades físicas son un módulo de *Young* de 50 MPa [15], un coeficiente de *Poisson* de 0,49 y una densidad de 1100 Kg/m<sup>3</sup>. Estos mismos, estarían





**Figura 5.12:** Resultado de las tensiones en el ala central debido a la fuerza constante de 8 Kg de empuje.

empotrados sobre la parte superior, simulando la unión con la estructura exterior. En parte inferior, se encontraría vinculada la estructura del ala central.

El ensayo se propuso de esta manera, para otorgarle mayor libertad al ala en los extremos, lo cual se asemeja más a la realidad.

Como se dijo anteriormente, todos los perfiles de aluminio son de la aleación 6061 T6, por lo que sus propiedades físicas son un módulo de *Young* de 68,9 GPa, una tensión de fluencia de 276 MPa, un coeficiente de *Poisson* de 0,33 y una densidad de 2700 Kg/m<sup>3</sup> [16].

La fuerza se ejercería sobre el eje del motor en forma de presión. Para el caso, se tomó un factor de seguridad de 1,5 para la estructura, por lo que la fuerza aplicada resultó ser de  $F = 8\text{Kg} \cdot 9,8\text{m/s}^2 \cdot 1,5 = 117,6 \text{ N}$ .

Los resultados son los que se muestran en la figura 5.12.

Puede verse que las tensiones máximas sobre el material, se encuentran en las inmediaciones de las vigas verticales de la jaula con la cuña. El valor encontrado no

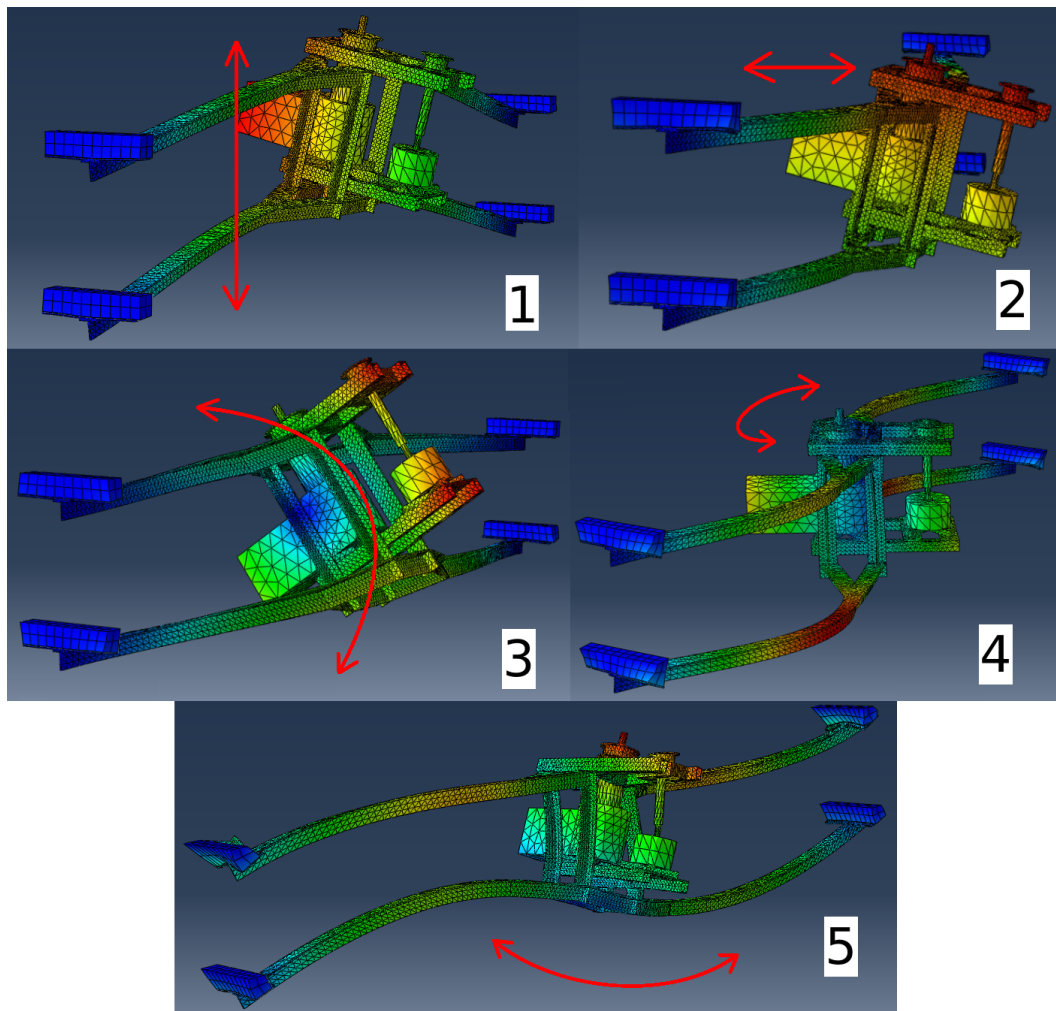
supera los 70 MPa.

Al ser la tensión de fluencia aproximadamente 4 veces más que la obtenida, el análisis estático se da por satisfactorio, obteniendo un rango muy amplio de sobretensión antes de la deformación de la estructura.

### 5.5.2. Búsqueda de los Modos Normales

Dado que el ensayo estático mostró un resultado satisfactorio, luego se buscó estudiar los autovalores de la estructura a los cuales el ala presentaría resonancia ante una estimulación.

En este análisis, se mantuvieron las condiciones de contorno del problema anterior y se buscaron los modos resonantes hasta los 600 Hz. En la figura 5.13 se muestran los primeros 5 modos obtenidos en el análisis.



**Figura 5.13:** Primeros modos de resonancia para el ala central.

Como puede verse, a medida que la frecuencia comienza a incrementarse, los modos resonantes se vuelven cada vez más complejos. Se vio que a partir de las primeras 8



resonancias, y hasta los 600 Hz, los modos consistían en el movimiento de los extremos del ala central exclusivamente.

Las frecuencias de resonancia que se obtuvieron para los primeros 8 modos mediante el análisis de elementos finitos se enumeran en la siguiente tabla 5.1.

Modo	Frecuencia [Hz]	Modo	Frecuencia [Hz]
1	19,3	5	143,8
2	22,4	6	243,2
3	24,8	7	245,8
4	102,8	8	320,1

**Tabla 5.1:** Primeras 8 frecuencias resonantes del modelo de ala central.

También, dado a que el motor no operaría por encima de los 100 Hz, la vibración 1X no llegaría a excitar los modos de resonancia en el rango de operación. Sin embargo, por lo expuesto en la figura 3.19, se observa que las vibraciones del motor excitan también en las componentes 0,5X y 1,5X.

El problema surge si los modos encontrados, serían resonados por el motor al incrementar sus revoluciones. El motor se considera en "relentí" alrededor de las 3000 RPM, o 50 Hz, pero una vez que alcanza los 75 Hz, estaría en etapa de despegue. Sabiendo que el motor produce vibraciones a 0,5X y 1,5X también, el rango excitado en vuelo es desde 37,5 Hz a 200 Hz como máximo.

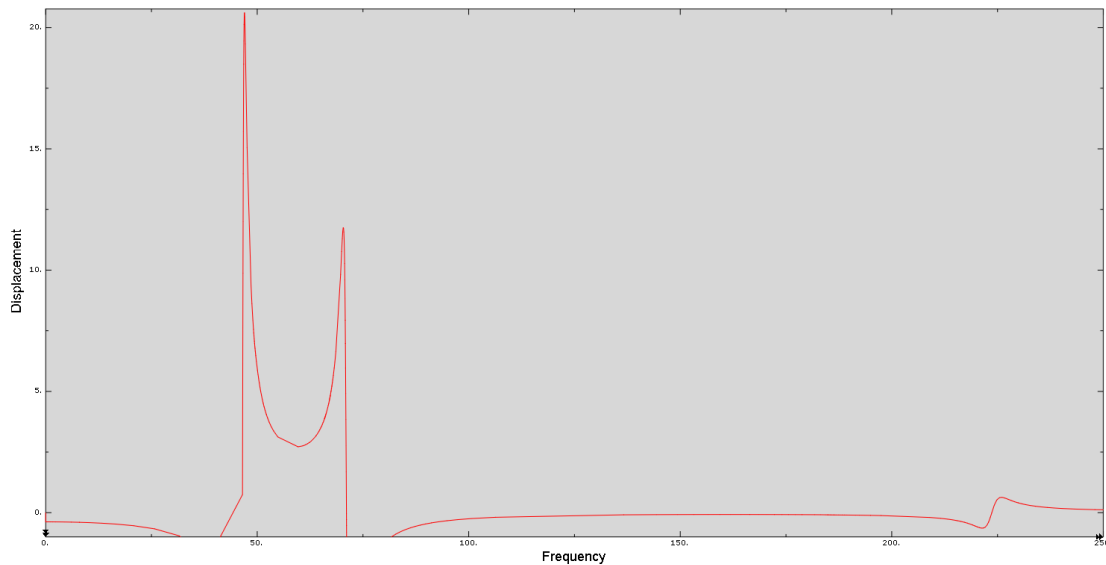
Revisando los resultados obtenidos de la tabla 5.1, se puede observar que dentro del rango, se encuentran dos modos resonantes que podrían o no ser afectados. Es por ello, que se necesitaría realizar otro tipo de análisis, un análisis forzado, para comprobar si estos modos perjudicarían el vuelo o no. A continuación, se explica dicho estudio.

### 5.5.3. Estudio Forzado de Vibraciones

En este análisis, se utilizaron las frecuencias modales del análisis anterior para realimentar un sistema forzado. El ensayo consiste en el uso de una fuerza de magnitud constante, que varía senoidalmente respecto al tiempo, la cual excita la estructura para ver su grado de respuesta. Esta fuerza modifica su frecuencia temporal en intervalos discretos, con lo que se termina haciendo un barrido del comportamiento del ala en función de la frecuencia de excitación.

El primer análisis realizado para corroborar la construcción del ala, fue utilizando sólo la estructura sin ningún componente sobre ella. Primero, se obtenían los modos y luego, se excitaba la estructura con la fuerza de barrido.

Midiendo sobre uno de los extremos del ala central se obtuvo lo mostrado en la figura 5.14. Este punto se estudió con el fin de evaluar las características de las vibraciones, que luego, los amortiguadores deberían disminuir para que las mismas no llegasen a la electrónica de control.



**Figura 5.14:** Desplazamientos de un nodo del extremo del ala central al variar la frecuencia de oscilación de la fuerza.

Se observa que el diseño de esta pieza permitió tener un amplio rango frecuencial, en el cual una excitación de la estructura no afectaría resonancias. Sin embargo, en el análisis se encontraron dos frecuencias para el cual los desplazamientos son máximos. Estas frecuencias se hallan entre el rango de los 50 Hz a 75 Hz, por lo que serían solo perturbadas por la 0,5X una vez en vuelo.

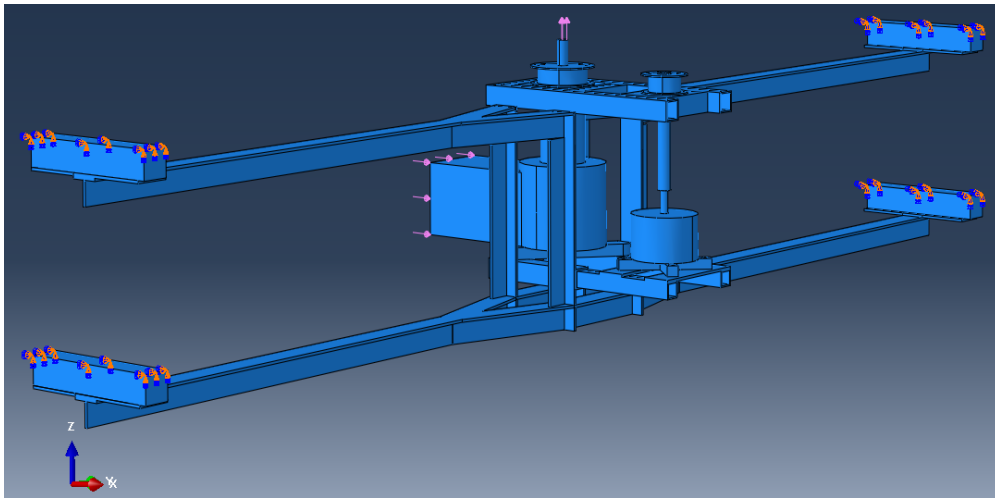
Sin embargo, como luego se incorporarían el resto de los componentes, estos modos se verían modificados, por lo que se buscó incluir el resto de las partes y estudiar el comportamiento más realista.

El modelo utilizado de fuerzas y condiciones de contorno es como el que se muestra en la figura 5.15.

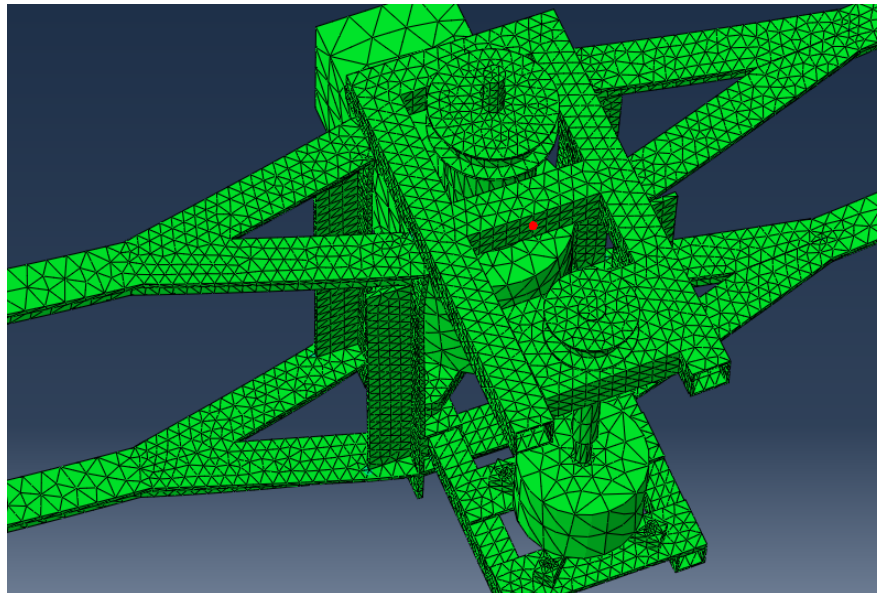
Las condiciones de contorno son similares a los ensayos previos. Sin embargo, ahora se colocó nuevamente una fuerza constante de 117,6 N, que representaría el empuje en la situación de máxima tensión, junto con una nueva fuerza variable en el tiempo, correspondiente a las fluctuaciones que se observaban en el funcionamiento del motor (que se aprecian en la figura 3.11). Convirtiendo esta magnitud de tensión mediante la calibración de la celda de carga, se obtuvo que la oscilación dada por el empuje sería aproximadamente de  $\pm 250$  g.

Por otro lado, dado que no se pudo obtener una medición de la fuerza de desbalance del cigüeñal, se propuso una fuerza similar a la mitad de la diferencia de empuje que rotara sobre el plano normal al eje. La fuerza diferencial de empuje aplicada entonces fue de, análogamente a la constante,  $F = 0,25\text{Kg} \cdot 9,8\text{m/s}^2 \cdot 1,5 \approx 4$  N.

Para la corrida de los cálculos, se utilizaron 40 puntos de frecuencia por modo hallado previamente, espaciado con un parámetro de *Bias* de 3 en el rango de entre



**Figura 5.15:** Modelado de fuerzas sobre la estructura del ala central para el ensayo de barrido en frecuencia.

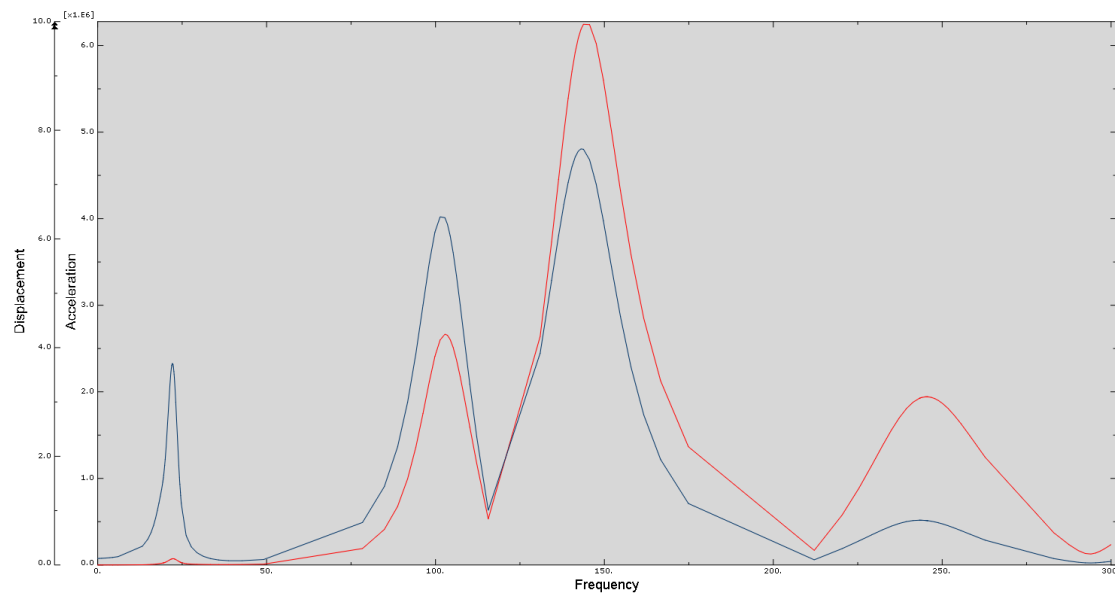


**Figura 5.16:** Nodo de la malla elegido para estudiar el comportamiento de los modos normales.

0 Hz a 300 Hz. Para el estudio del comportamiento, se eligió un nodo de la jaula que correspondiera al plano de simetría del ala. En la figura 5.16 se muestra dicho punto, mientras que en la figura 5.17 se observan los resultados del análisis modal forzado.

Comparando con la figura 5.14, si bien es otra la ubicación del estudio, las frecuencias de los modos son significativamente distintas (como lo visto en la tabla 5.1). En este caso, en el rango de frecuencias en las que el motor va a generar vibraciones, se van a tener momentos en los cuales las fuerzas involucradas tengan una frecuencia similar a las de resonancia, haciendo que las amplitudes de oscilación de la estructura crezcan significativamente al pasar por ellas.

El problema, sin embargo, no es respecto al desplazamiento sino las aceleraciones



**Figura 5.17:** Análisis forzado del ala principal. En rojo la magnitud de la aceleración y en azul la magnitud del desplazamiento en el punto de control.

involucradas que luego se transmitirían al resto de la estructura, una vez en el aire, generando ruido en la unidad de control.

Es por esta razón que no fue posible la vinculación directa del ala central con el resto de la estructura externa, sino que fue necesario el uso de amortiguadores elásticos para que actúen como filtros, atenuando las vibraciones.

#### 5.5.4. Validación Experimental del Estudio Forzado

Construida la estructura base del ala central, se realizó un ensayo experimental para obtener las resonancias reales de la pieza.

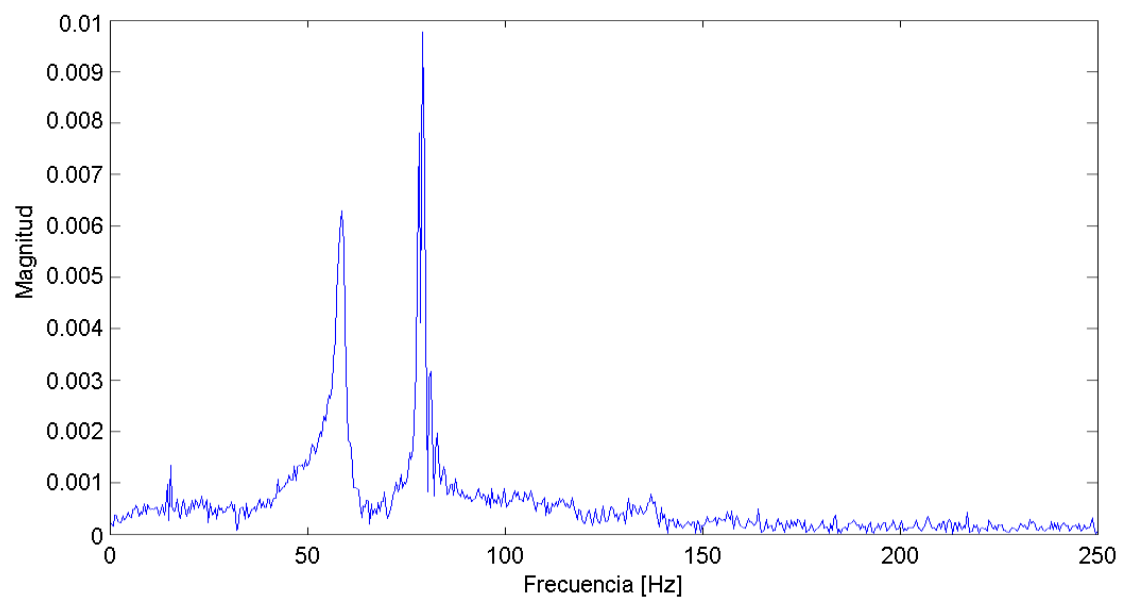
Este, fue llevado a cabo de forma semejante al calculado mediante elementos finitos con un barrido en frecuencia. Se impidieron los movimientos de la base de la jaula del motor y se midió el desplazamiento del extremo de la estructura con un imán y una bobina en función del tiempo mediante un osciloscopio digital a una tasa de muestreo de 500 Hz. Luego, estos datos se procesaron para obtener el espectro de frecuencias que aparecieron al perturbar con un golpe al ala. La bobina de sensado se ubicó lateralmente del perfil T del ala.

La disposición experimental se observa en la figura 5.18 mientras que en la figura 5.19 se observan los resultados obtenidos.

Puede observarse que lo obtenido, se asemeja satisfactoriamente a lo calculado en el ensayo de barrido de frecuencia del ala sin componentes de la figura 5.14. Si bien las magnitudes varían, las frecuencias de resonancia encontradas, se ubican muy próximas a las obtenidas por el cálculo con elementos finitos.



**Figura 5.18:** Disposición experimental de la validación del estudio forzado.



**Figura 5.19:** Espectro de frecuencias del ala central base al ser perturbada mediante un golpe.

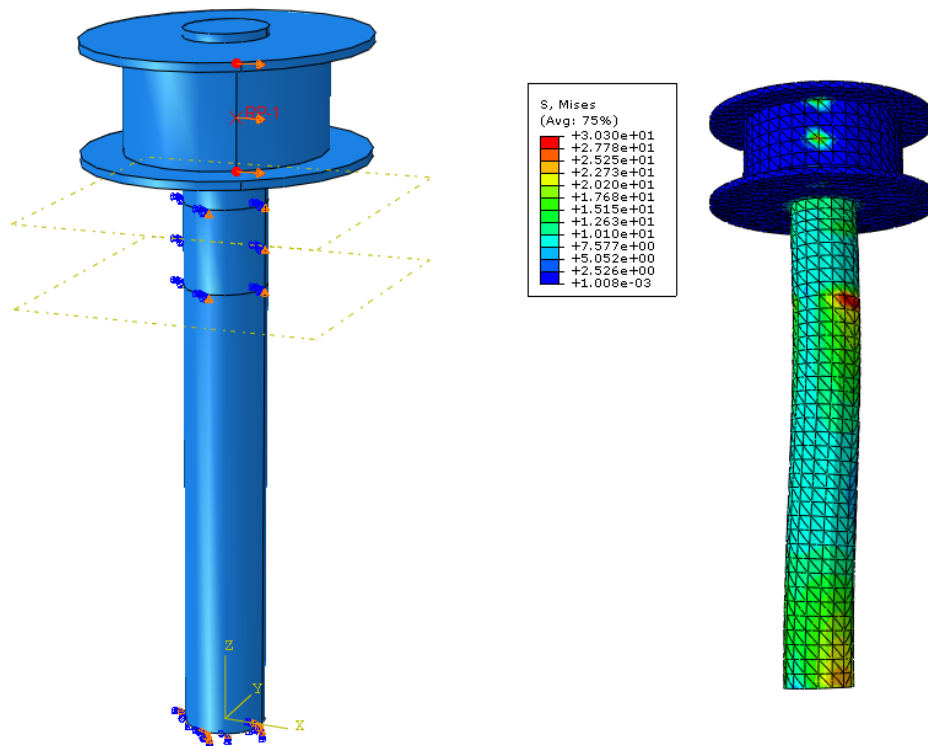
Este tipo de comparación, entre lo calculado y lo real, permite no sólo realizar verificaciones del método que se está utilizando, sino también ajustar los parámetros del método computacional que, de antemano, no se podrían determinar. Por ejemplo, el coeficiente de amortiguación de los modos.

La utilidad de ello reside en que, ajustando el parámetro para que en el ensayo computacional equivalente se obtenga el mismo resultado que el experimental, luego sea posible utilizar el mismo modelo y realizar un análisis computacional más complejo, que capaz no podría llegar a llevarse a cabo en la realidad.

### 5.5.5. Validación del Eje Secundario

Para corroborar que el eje del generador soportara las cargas satisfactoriamente, se realizó un análisis estático por elementos finitos con la geometría de los materiales conseguidos. Las cargas involucradas serían las producidas por la generación eléctrica, las cuales fueron calculadas en la sección 5.2.2. Estas mismas producirían tanto un momento como una tensión de corte sobre el eje.

En la figura 5.20 se observa el modelado de las piezas solicitadas.



**Figura 5.20:** Modelado del eje secundario (a la izquierda) junto con los resultados del análisis de elementos finitos (a la derecha).

Para el agarre con el generador se impuso un empotramiento, mientras que en la sección del rodamiento se impuso un problema de simetría en torno al eje vertical. Con ésto se restringió tanto el movimiento ascendente como las rotaciones en los otros planos. Por último, a la polea se le impuso una carga de la magnitud mencionada sobre la sección dentada.

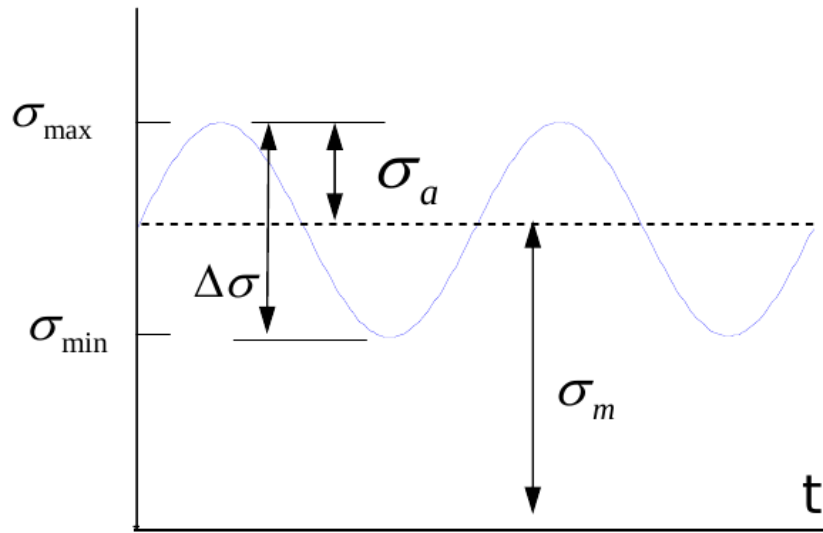
Puede observarse sobre la imagen 5.20 que si bien se produce una rotación en la dirección del eje, las mayores cargas se producen por la tensión de corte sobre las proximidades del rodamiento. Como el rodamiento actúa como punto de apoyo del eje, se terminan disminuyendo las cargas sobre el generador como era deseado.

De todas formas la carga máxima que se encontró ronda los 30 MPa por lo que el eje soportaría satisfactoriamente las tensiones involucradas.

### 5.5.6. Determinación de la Vida Útil por Fatiga

Cuando una pieza es solicitada con un ciclado de la carga entre un mínimo y un máximo, un posible problema puede llegar a ser la fractura de la misma debido a la fatiga. Al tener una imperfección, un concentrador de tensiones o una fisura y se le aplica una carga oscilante, la misma comienza a expandirse y propagarse. Llega un momento en el cual la sección de material es tan pequeña, que las tensiones exceden la máxima del material y la pieza se rompe.

En el ciclado se tienen dos etapas: una de compresión y otra de tracción. La compresión del material permite que la fisura se cierre, mientras que la tracción, la abre y la extiende.



**Figura 5.21:** Diagrama de solicitaciones en el material en función del tiempo.

También, esta carga cíclica, puede estar sumada a una carga constante. Si esta carga es de compresión, la propagación de la fisura tiende a desacelerarse, mientras que, si es de tracción, ocurre lo opuesto. La forma de clasificar qué tipo de situación se da en el material, se hace mediante las siguientes definiciones

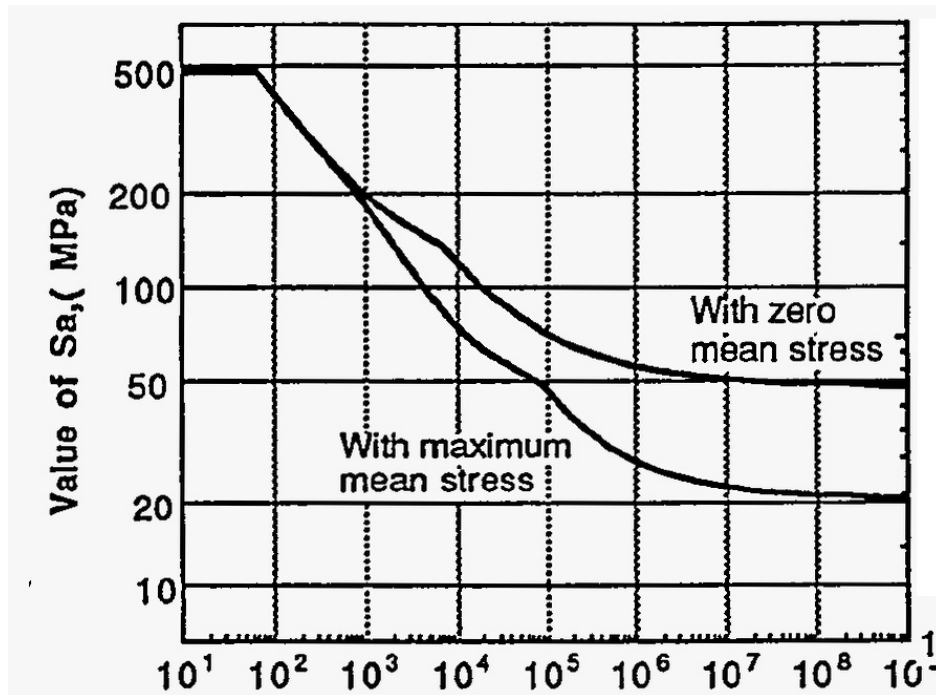
$$\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2} \quad \sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} \quad R_f = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} \quad (5.3)$$

donde  $\sigma_a$  es la amplitud de la oscilación,  $\sigma_{\max}$  es la carga máxima,  $\sigma_{\min}$  es la carga mínima,  $\sigma_m$  es la tensión media a la cual la oscilación está montada y  $R_f$  es el cociente de tensiones. En la figura 5.21 se observan las magnitudes mencionadas para un ejemplo cuyo  $1 > R_f > 0$ .

Para determinar la vida útil a la fatiga de un cierto material, se realizan ensayos en el laboratorio con una carga puramente oscilatoria. En el mismo, se registra la cantidad



de ciclos que experimenta la pieza hasta su ruptura. Por no tener una tensión media, el cociente de tensiones es de  $R_f = -1$ .



**Figura 5.22:** Ensayo de fatiga al variar la carga oscilatoria en función de la vida para el aluminio 6061 T6.

En el caso de la estructura diseñada, el material elegido constó de una aleación de aluminio 6061 T6. A diferencia de otros materiales como el acero, el aluminio no presenta un límite a la vida infinita, sino que tarde o temprano, la pieza de aluminio fallará ante una carga oscilatoria a un número muy alto de ciclos. Para el diseño normalmente se define un número de ciclos de  $5 \cdot 10^8$  [17] ya que de lo contrario se desaprovecharía gran parte de las características del material.

En la figura 5.22 se observan los resultados de ensayos de fatiga en el laboratorio para dicho material [18]. Dado que la bibliografía consultada pertenecía a una fotografía de un documento impreso, se utilizó un programa de digitalización de datos por imágenes [19] con el fin de obtener una mejor resolución de los datos.

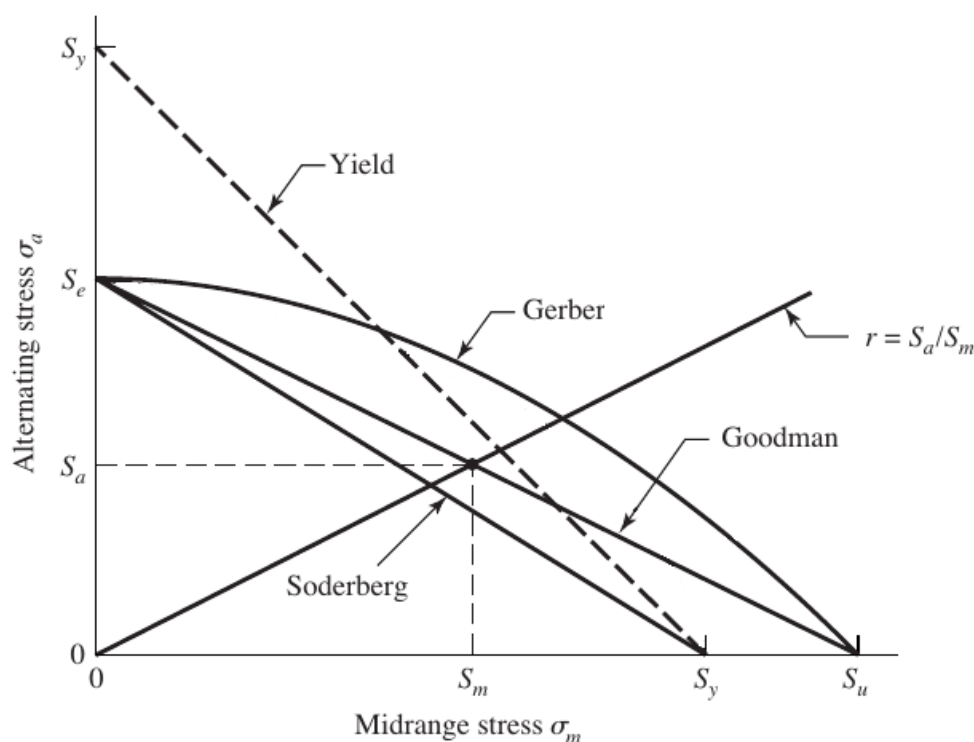
Como se comentó, la presencia de una tensión media sobre la oscilación de la carga produce un aumento o disminución de la vida útil dependiendo de si es de compresión o de tracción, respectivamente.

Dado que los ensayos se realizan con carga puramente oscilatoria, fue necesaria la búsqueda de una tensión alternada equivalente efectiva  $S_e$  para comparar con los datos experimentales del material. Muchos científicos han tratado de encontrar una ley que ajuste la equivalencia entre los datos. Las más conocidas son las leyes de Sodeberg, Goodman y Gerber que se describen a continuación y se muestran en la figura 5.23,



respectivamente [20]

$$(a) \frac{\sigma_a}{S_e} + \frac{\sigma_m}{S_y} = 1 \quad (b) \frac{\sigma_a}{S_e} + \frac{\sigma_m}{S_u} = 1 \quad (c) \frac{\sigma_a}{S_e} + \left( \frac{\sigma_m}{S_u} \right)^2 = 1 \quad (5.4)$$



**Figura 5.23:** Comparativa de leyes para fatiga de Soderberg (a), Goodman (b) y Gerber (c), junto con los límites de fluencia y la proyección de carga proporcional para un punto de trabajo.

donde  $S_y$  es la tensión de fluencia del material y  $S_u$  es la tensión de rotura. Para nuestro material, los valores son 276 MPa y 310 MPa, respectivamente [16]. Estas tres leyes están ordenadas según el nivel de conservabilidad decreciente. Se ha visto que en la mayoría de los casos experimentales, la falla ocurre entre la ley de Goodman y Gerber. Por esta razón, se decide excluir a la ley de Soderberg del resto del análisis.

En el mismo gráfico 5.23 se presenta también la zona en la cual se puede trabajar sin comprometer al material por fluencia (línea punteada), y la línea de carga proporcional suponiendo que la relación entre las tensiones alternantes y medias permanece inalterada. Esta última línea permite analizar cuál será el primer criterio que determine la falla si se incrementara la carga original sobre el material.

La última corrección que debe realizarse es trasladar las condiciones del ambiente (temperatura de operación, acabado del material, tamaños asociados, confiabilidad, etc.) a los ensayos de laboratorio. Ésto se realiza mediante el ajuste de la tensión alternante  $S_a$  del gráfico 5.22 con factores de corrección de la forma

$$S_e = \left( \prod_i k_i \right) \cdot S_a$$

donde  $k_i$  son los diversos factores de corrección,  $S_a$  es el límite de carga alternante para un dado número de ciclos de los ensayos de laboratorio y  $S_e$  es la tensión alternante utilizada para las leyes de equivalencia.

Para corregir el valor según el proceso productivo y el acabado superficial del material, se realiza el cálculo mediante [17]

$$k_a = a \cdot (S_u)^b$$

donde tanto  $a$  como  $b$  se hallan de tabla. Para los perfiles utilizados, los valores son  $a = 4,51$  MPa y  $b = -0,65$ . En base a esto, el factor de corrección es  $k_a = 0,9862$ .

El factor de tamaño,  $k_b$ , depende tanto del tipo de carga como del área efectiva que es solicitada. Para la situación de perfiles no rotantes, se busca un diámetro efectivo del equivalente al 95 % de la sección solicitada en un eje circular rotante. Utilizando la geometría del perfil junto con tablas [17] se encuentra que dicho diámetro equivalente es de 10,85 mm, lo cual me define el factor de corrección como  $k_b = 1,24 \cdot 10,85^{-0,107} = 0,961$ .

Tanto el factor de carga  $k_c$  como el de temperatura  $k_d$  valen una unidad. Ésto es porque la carga aplicada es descripta mediante Von Mises [17] y el vehículo va a encontrarse a temperatura ambiente.

Otro de los factores es el que corrige según la confiabilidad del material. Dado que las características de los materiales poseen una desviación a pesar de tratarse de una misma aleación, se debe utilizar una menor tensión límite a medida que la confiabilidad aumenta. Para el caso, se fijó que la confiabilidad de los lugares más solicitados no debe ser menor al 99 %, dando que

$$k_e = 1 - 0,08 \cdot z_a = 0,814$$

donde  $z_a$  se halla por tabla dependiendo de la confiabilidad propuesta y vale 2,326 para este caso [17].

Por último, dado que el punto de máxima sollicitación ocurre en una soldadura, el factor  $k_f = 0,5$  [18].

Con todos los factores se halla entonces que  $\prod_i k_i = 0,385$ , lo que denota que la contemplación del ambiente en las muestras de laboratorio disminuye un 61,5 % la tensión alterna máxima que se puede establecer para las dadas condiciones.

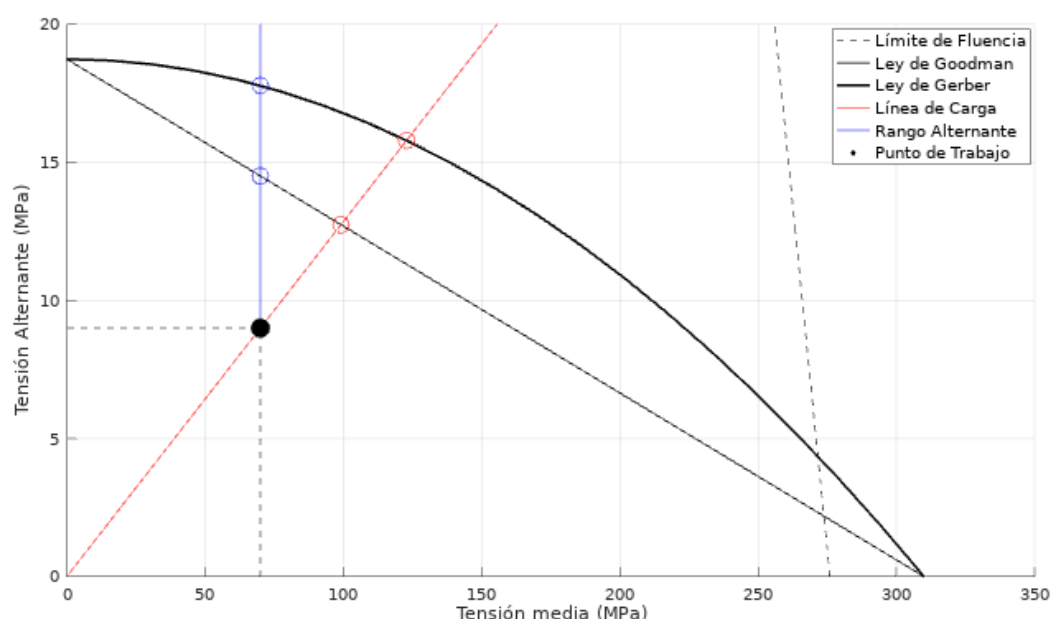
### Fatiga de Alto Número de Ciclos

Para este caso, se tenía una carga constante proveniente del empuje de la hélice y una oscilante debida a las fluctuaciones de la velocidad del motor. A su vez, se poseía una posible mayor carga fluctuante dada por la vibración del desbalance de todo el conjunto, pero como no ha sido posible de medir, se estimó que ésta no sería mayor al 20 % de la carga efectiva descontando el factor de seguridad [21].

Examinando los resultados del ensayo estático de la figura 5.12, junto con que las tensiones resultantes son lineales en cuanto a la fuerza aplicada en la hélice, se obtiene que las tensiones involucradas son de  $\sigma_m = 70$  MPa y  $\sigma_a \approx 0,2 \cdot \sigma_m / FS = 9$  MPa. Con estos valores, se obtuvo que el cociente de tensiones es aproximadamente  $R_f = 0,77$ .

Para el caso, se definió un ciclado del rango máximo de los datos provistos por la figura 5.22, que son  $10^9$  ciclos. Una vida de  $10^9$  ciclos implica que, tomando un promedio de velocidad del motor de 5,000 RPM, la vida del punto más solicitado de la estructura es de al menos 416 días utilizándolo 8 horas diarias. Para comparar este valor con respecto a la vida útil del resto de los componentes, al motor de combustión se le debería realizar un mantenimiento completo cada 10 de esos días.

Prosiguiendo con los cálculos, se llega a lo mostrado en la figura 5.24.



**Figura 5.24:** Comparación del punto de trabajo de alto ciclado respecto a las leyes equivalentes de fatiga.

Como puede verse, a pesar de incluir un factor de seguridad de 1,5 al momento de obtener la tensión media y de sobrestimar las cargas oscilantes, el punto de trabajo aún así se encuentra dentro de la zona segura para el ciclado de fatiga propuesto. Esto quiere decir que la falla va a ocurrir a un número de ciclos mucho más elevado si la

carga fuese exclusivamente de esta índole.

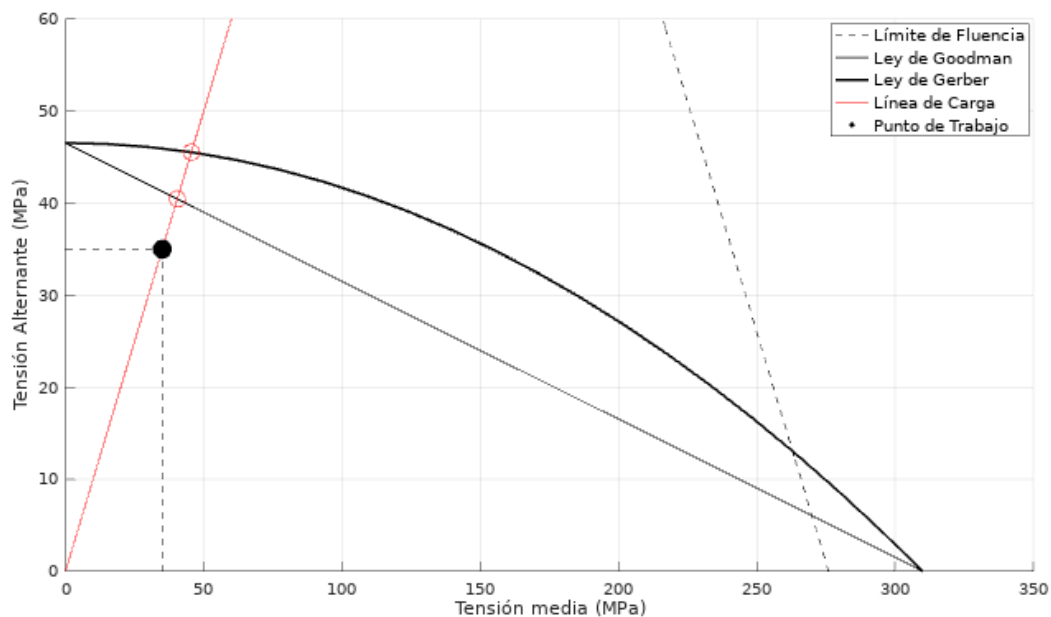
Como la falla suele ocurrir entre la ley de Goodman y la de Gerber, se calculó el promedio del rango de seguridad disponible antes de que las tensiones sobre la línea de carga provoque el fallo (línea roja de la figura 5.24). El margen disponible es de un 59 % para que las solicitaciones puedan continuar aumentando.

Por otro lado, si las cargas alternantes fueran más altas que las que se estimaron (línea azul de la figura 5.24), habría un margen de un 80 % para que aún así la pieza no se rompa ante el ciclado propuesto.

### Fatiga de Bajo Número de Ciclos

En el vehículo existe otra carga cíclica en la estructura que es la debida a los despegues y aterrizajes. En estas etapas de vuelo, la carga varía entre la tensión máxima de  $\sigma_{max} = 70$  MPa y una tensión nula estando en tierra ( $\sigma_{min} = 0$  MPa). Si bien se espera que la cantidad de despegues y aterrizajes por lapso de tiempo sea baja, la magnitud de las tensiones oscilantes son mayores al caso anterior.

Utilizando las ecuaciones 5.3, se halla que  $\sigma_a = 35$  MPa,  $\sigma_m = 35$  MPa y  $R_f = 0$ . Este tipo de carga se la denomina ciclo intermitente.



**Figura 5.25:** Comparación del punto de trabajo de bajo ciclado respecto a las leyes equivalentes de fatiga.

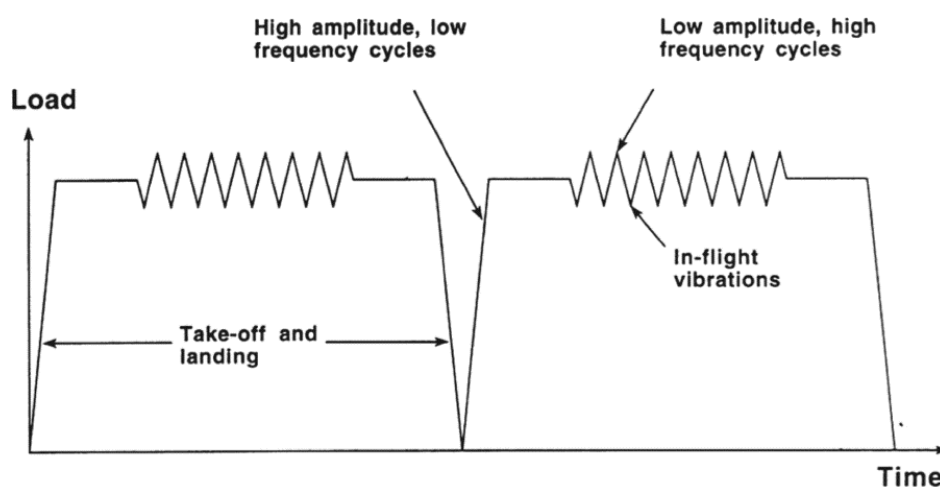
De forma análoga, y para corresponderse con una vida similar a la propuesta en el alto número de ciclos, se definió una vida de  $10^4$  ciclos lo cual implica un período operativo de 312 días de 8 horas diarias para vuelos cortos de 15'.

En la figura 5.25 se observa nuevamente al punto de trabajo de bajo ciclado junto con las zonas definidas por las leyes.

Como en la situación anterior, el punto de trabajo está dentro de las zonas satisfactorias para funcionar, dando un rango disponible para incrementar las cargas de un 23 %. Si bien es significativamente menor a lo obtenido en alto ciclado, las tensiones son más definidas que en el caso anterior y la cantidad de despegues está sobrestimada.

### Estimación de la Vida Útil

Como la aeronave va a tener la combinación de ambos ciclados durante los vuelos, tanto de alto como de bajo número de ciclos, la falla no va a producirse exclusivamente por uno de los casos. En la figura 5.26 se muestra un diagrama temporal de cómo sería la carga aplicada sobre la estructura para dos vuelos.



**Figura 5.26:** Diagrama de la oscilación de la carga durante el funcionamiento del vehículo.

Es por ello que es necesario combinar el efecto de ambas situaciones para estimar la vida útil de la pieza. Para hacerlo, se utilizó la predicción del daño acumulado propuesto por Palmgren y Miner [22], la cual indica un fallo de la estructura cuando

$$\sum_i d_i = \sum_i \frac{n_i}{N_i} \geq 1$$

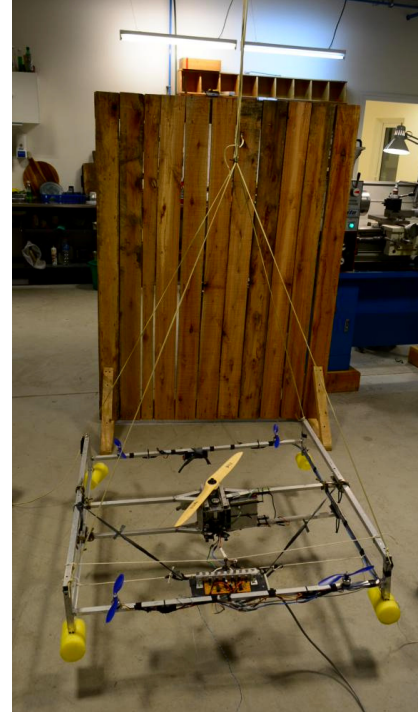
donde, para la carga  $i$ ,  $d_i$  es el daño acumulado parcial,  $n_i$  es la fracción de ciclos en un lapso de tiempo y  $N_i$  es el número de ciclos a la rotura debido a ese ciclado, que para el primer caso se fijó en  $10^9$  por no ser determinable al ser superior al rango máximo de datos, y para el segundo caso es de  $2 \cdot 10^4$  ciclos. Usando los dos resultados obtenidos, y suponiendo vuelos cada 15 minutos, se halló que el daño producido sobre la estructura es de 0,0125 %/vuelo; que es lo mismo que una vida de 250 días de 8 horas continuas.

## 5.6. Soluciones para la Compensación del *Yaw*

Una problema que se adelantó en la sección 2.3, es el desequilibrio de momentos dado por el motor central. Para que el vehículo funcione, el mismo necesitaría la generación de un torque  $\tau_c$ , que compense al del motor  $\tau_m$ .

Antes que nada, se buscó conocer la magnitud del momento  $\tau_c$  que habría que contrarrestar. Para ello, se dispuso el vehículo con un gran avance de construcción, pendiendo de un centro fijo mediante tirantes a cada esquina de la estructura (ver figura 5.27). De esta forma, la rotación en el eje  $z$  no estaría restringida por el vínculo.

Se utilizó un dinamómetro sujetado en uno de los vértices de la estructura cuadrada, de manera que se encuentre perpendicularmente a la diagonal que va hacia el eje principal, para medir la fuerza que compensaría el torque del motor en esa posición. Dicha distancia era de aproximadamente 700 mm.



**Figura 5.27:** Disposición de la aeronave para realizar el ensayo de medición de torque en el eje  $z$ .

Se encendió el motor y se varió su punto de operación entre los 4,500 a 6,500 RPM, y se observó que la fuerza necesaria para estabilizar la aeronave, oscilaba entre 150 g y 225 g. Multiplicando por el brazo de palanca, se obtiene que el torque de compensación debería ser de alrededor de 1,55 Nm.

Una solución semejante a la de los helicópteros, podría ser la dedicación de un motor eléctrico exclusivamente para que se genere una fuerza perpendicular al radio y que, de esta forma, se produzca un torque en el eje  $z$ . Sin embargo, dado que se busca una mayor simplicidad del diseño, se pensó en otro tipo de solución.

Así, se plantearon y ejecutaron dos soluciones: el uso de alerones que desvíen el flujo de aire de la hélice central, y el redireccionamiento de los motores eléctricos de control.

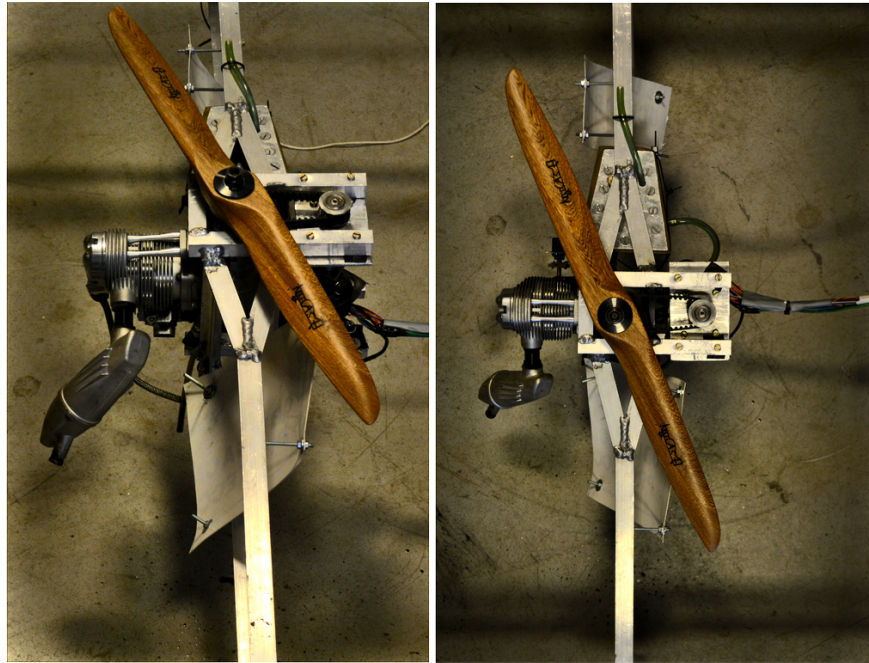
### 5.6.1. Uso de Alerones

El uso de alerones se pensó como una corrección pasiva al problema de las fuerzas de *drag* sobre la hélice. Cuando la hélice adquiere una mayor velocidad, más es la cupla



que se transmite a la estructura. De esta forma, colocando un alerón que produzca una corrección que dependa del flujo de aire que la hélice genera, tanto el momento  $\tau_m$  como el  $\tau_c$  se esperaría que fueran proporcionales a la velocidad del motor, compensándose no solo para el punto nominal, sino también para un mayor rango de velocidades.

En la figura 5.28 se observa la implementación de los alerones en el vehículo.



**Figura 5.28:** Disposición de los alerones integrados al ala central para contrarrestar el torque producido por el motor.

Se observa que el diseño buscó reducir al mínimo el desperdicio del disco de acción de la hélice, por lo que se procedió a utilizar los intersticios entre las dos vigas laterales del ala central para situar los alerones. La construcción se realizó mediante una membrana plástica flexible a la cual se le dio la forma mediante el ajuste en bulones.

Se reguló la inclinación que éstos tenían, hasta compensar cerca del 85 % del torque  $\tau_m$ . El resto del momento se contrarrestaría mediante los motores eléctricos.

El problema que esta solución presentó fue que parte del empuje que se utilizaría en sustentar el vehículo, se pierde para compensar el momento del motor. Por otro lado, al tener que utilizar el flujo proveniente de la hélice principal, el brazo de palanca del momento es pequeño en comparación con las extremidades de la estructura, por lo que es necesaria una gran fuerza sobre los alerones para generar el mismo momento que los 225 g a 700 mm de distancia.

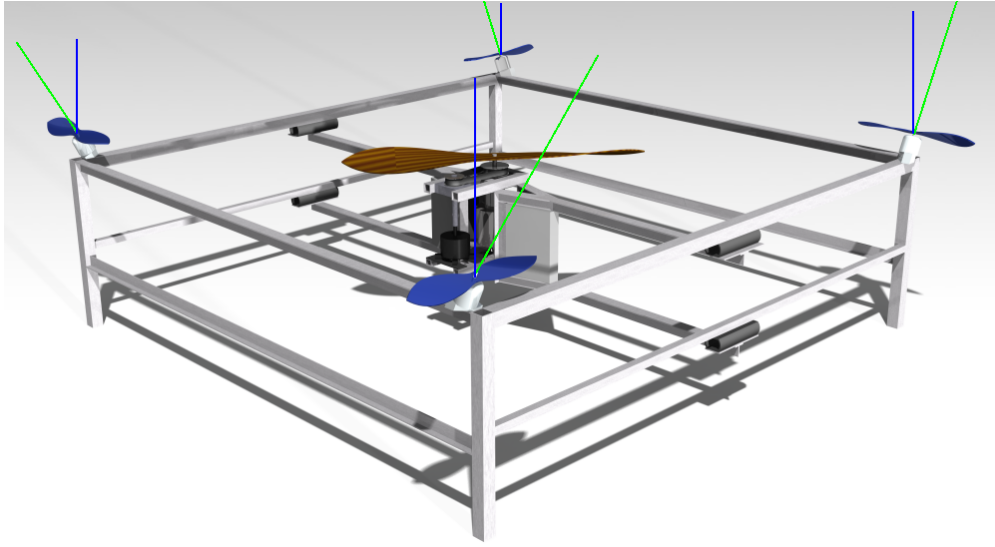
Por último, este tipo de solución no permitiría la integración con la propuesta de un fuselaje enterizo.

Así, por estas razones, se decidió descartar esta solución y se prosiguió con la siguiente alternativa.

### 5.6.2. Redireccionamiento de los Motores Eléctricos

Dado que el lugar donde se encuentran los motores eléctricos tiene un gran brazo de palanca desde el centro de la aeronave, con una pequeña fuerza lateral sobre cada uno de los motores, sobre el vehículo se generaría un momento significativo.

La manera de producir esta fuerza lateral, sin perder las acciones de control que también van a poseer, es mediante la inclinación perpendicular a la transversal de los motores en sentido contrario al del torque  $\tau_m$ . En la figura 5.29 se observa un esquema de cómo se colocarían los motores sobre la estructura.



**Figura 5.29:** Renderizado de la disposición de los motores eléctricos para compensar el torque generado por el motor central.

Para hallar el ángulo de inclinación mínimo, se propuso que los motores no sean exigidos a más de la mitad del empuje máximo que, para los que se utilizarían, era de 400 g cada uno. De esta forma, entre los 4 motores, se debería compensar los aproximadamente 225 g. Recurriendo a la trigonometría, el ángulo mínimo sería de

$$\alpha = \arcsin \left( \frac{225}{4(400/2)} \right) \approx 17^\circ$$

como para que los motores puedan compensar el momento. Cuanto más se inclinen, más empuje se podrá hacer para compensarlo a costas de tener menos empuje disponible para los controles de las otras rotaciones.

En la realidad, se terminó optando por intercalar la inclinación, para que un par de motores tengan más inclinación que el otros. Esto resultaría en que la diferencia del torque de control, no sería solamente por la variación de las velocidades diferenciales, sino que se podría generar por la diferencia de momentos producidos por el empuje sobre cada par.



Los ángulos elegidos para la aeronave fueron de aproximadamente 20° y 25°.

## 5.7. Detalles sobre la Construcción

De acuerdo a lo planeado en el diagrama 2.7, se comenzó la construcción del vehículo a medida que ciertas partes se iban diseñando o fabricando. Sin embargo, fue primordial para el proyecto, la construcción del ala central con el fin de ir acoplando los componentes de propulsión y generación eléctrica, para realizar los ensayos de generación antes de ser montado en la estructura final.

Originalmente, el motor de combustión poseía una pieza en el eje en forma de arandela, que actuaba como *Trigger* del encendido electrónico, al tener un imán fijo en su perímetro. A su vez, esta pieza también transmitía la potencia a la hélice mediante un chavetero y una superficie acanalada.

Para evitar el uso de un extensor en el eje principal, el cual habría sido una posible solución, se buscó minimizar la cantidad de piezas involucradas para la propulsión. El resultado fue compactar la transmisión dentro del mismo sistema de sujeción de la hélice principal, dividiendo la pieza original en dos. Luego, se la intercalaría en el medio la polea mayor.

A la polea mayor, se le rectificaban las superficies laterales con el fin de brindar una superficie plana y, dado que la potencia se transmitía mediante la chaveta, se le realizó una continuación sobre la polea. Una vez en posición, se unieron las tres partes: la primera mitad con el imán, la polea mayor y la segunda mitad con rugosidad para la hélice, mediante dos bulones roscados, sujetando al grupo como una sola pieza.

A la hélice, para disminuir su espesor, se le rebajó parte de la altura donde iría el cierre de sujeción, quedando éste dentro de la hélice. Sobre la otra cara, la que tocaría la parte rugosa, se le realizaron agujeros no pasantes con el fin de que la cabeza de los bulones se alojase dentro y ayude a transmitir el torque.

De esta forma, se pudo compactar todas las piezas alojadas sobre el eje principal, sin sacrificar seguridad o implicar un aumento de peso considerable.

En el grupo de la generación eléctrica, la alineación de los ejes y la pretensión se dieron mediante suplementos colocados sobre las tuercas que sujetan las placas del agarre del rodamiento. A medida que se utilizaba, la correa comenzó a ablandarse, teniendo que reajustarse conforme al paso del tiempo.

Si bien este tipo de motores se diseñan para no utilizar filtros de aire, para las primeras experiencias se construyó uno. La razón fue que este tipo de motor, por lo general, se lo utiliza lejos del suelo, donde las partículas en suspensión son pocas. En cambio, para las primeras experiencias, el vehículo se encontraría al ras del suelo, vulnerable a un deterioro más elevado a causa de estas partículas. Sin embargo, posteriormente

para las pruebas de vuelo, el mismo fue sacado para disminuir la pérdida de carga a la entrada del motor.

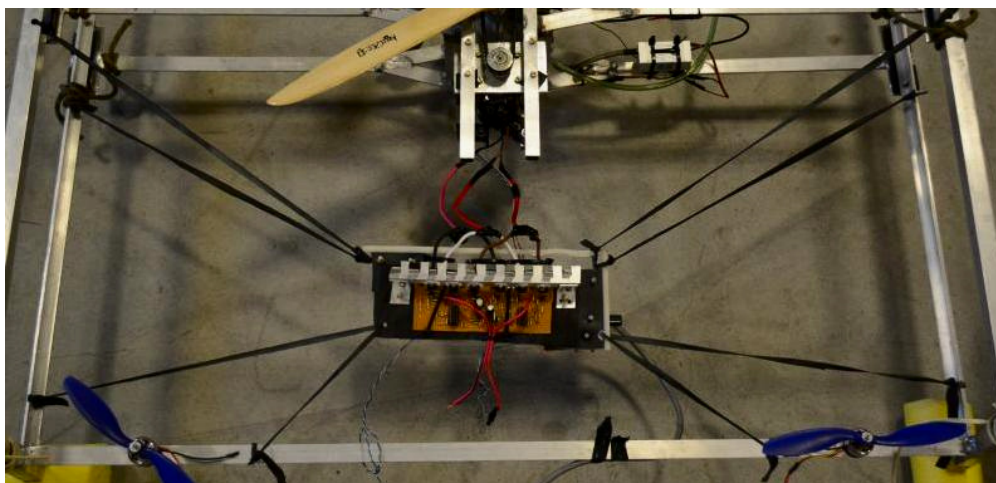
Al ser éstos, los primeros ensayos del prototipo, se diferenció la alimentación eléctrica de los motores de control, de la utilizada en el controlador y encendido electrónico. Estos últimos, estarían alimentados en todo momento mediante una pequeña batería de litio. Posteriormente, se buscaría unificar la alimentación para evitar que el vuelo dependa de la duración del acumulador.

Una vez realizado el control de la aeronave, se procedió a modificar la ubicación de los componentes, con el fin de balancear el vehículo. El desbalance resultante del peso fue menor a los 50 g, ubicados en el extremo opuesto al de la electrónica.

Dado que este fue un primer prototipo del proyecto y, habiéndose dado intencionalmente un sobredimensionamiento del tamaño, como así también la robustez de las partes con el fin de corroborar su funcionamiento, el peso final del vehículo se alejó de los 4 Kg propuestos inicialmente, rondando más bien, los 5,5 Kg. Ya para un segundo prototipo, se podría reducir el peso al pensado originalmente.

### 5.7.1. Disminución de las Vibraciones

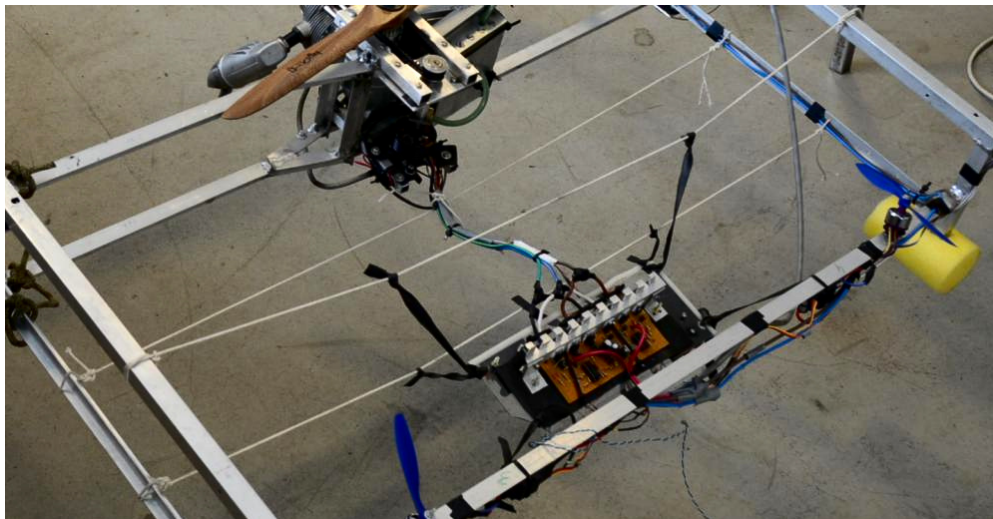
Si bien los amortiguadores en los laterales de la viga central fueron blandos justamente para disminuir parte de las vibraciones, igual así, la estructura cuadrada presentaba un alto nivel de vibraciones para el uso de los sensores del controlador. Por tal, se pensó en utilizar tensores elásticos que sujetasen una base la que se le colocaría toda la electrónica, de control y transmisión, como de rectificación. De esta forma, la inercia que se conseguiría, permitiría un desacople de las vibraciones.



**Figura 5.30:** Detalle del diseño inicial de los tensores elásticos sobre la electrónica.

En la figura 5.30 se observa la primer propuesta para reducir las vibraciones en la electrónica de control.

Si bien este diseño disminuyó parcialmente las vibraciones, ciertos movimientos resultaban más restringidos que otros debido a la constante de restitución de cada tensor. Además, por otro lado, parte de la base quedó expuesta ante el cono de flujo de aire que pasaba por la hélice principal, haciendo que, no sólo se generen oscilaciones a causa del viento, sino que además disminuya el empuje efectivo del vehículo.



**Figura 5.31:** Detalle del diseño final de los tensores elásticos sobre la electrónica.

Es por ello, que el diseño se modificó acercando la base hacia el costado exterior y se redujo la rigidez de los tensores al dejarlos más sueltos. También se hizo una reducción de peso al recortar su longitud.

En la figura 5.31 se observa el diseño final que se implementó en el vehículo.

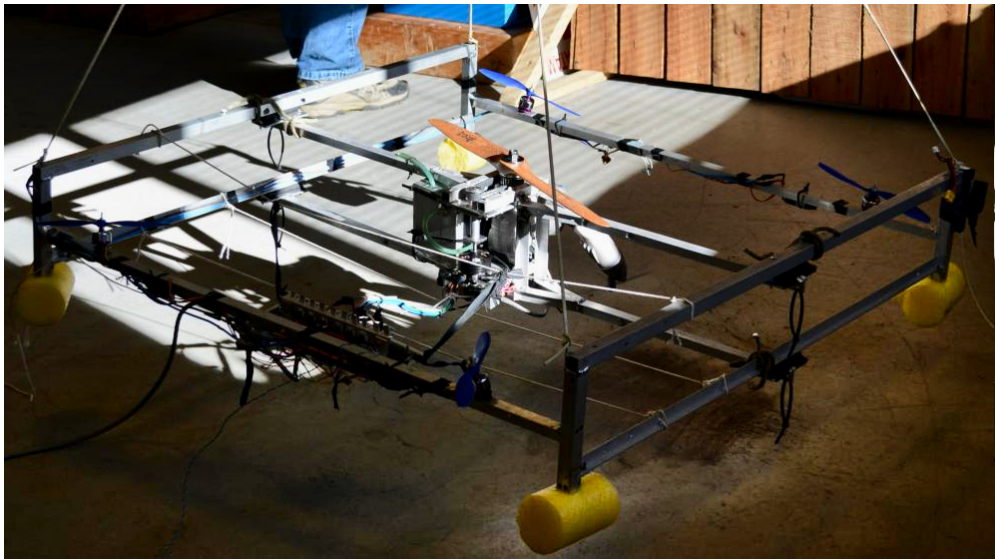
Con estas modificaciones, no sólo el flujo de aire pasa por objetos más aerodinámicos y con menos obstrucciones, sino que también se le brinda más libertad a las traslaciones y rotaciones de la base.

Un problema que se observó en ambos casos, fue que los cables de salida del generador, al ser adecuados para la corriente que se manejaba, tenían una rigidez considerable que terminaba transmitiendo parte de las vibraciones del ala central a la base con la electrónica. Respecto de ello, si bien no se pudo realizar una nueva disposición de los componentes, se buscaría separar la rectificación de la parte de control, y así, aumentar la amortiguación del ruido mecánico.

### 5.7.2. Finalización de la Construcción

Finalizado el montaje, el vehículo resultante al cual se le realizarían los ensayos, es el mostrado en la figura 5.32.

Este vehículo se diferencia de la versión propuesta en la sección 2.1, al no poseer las características para un vuelo de forma horizontal. El mismo, sin embargo, se con-



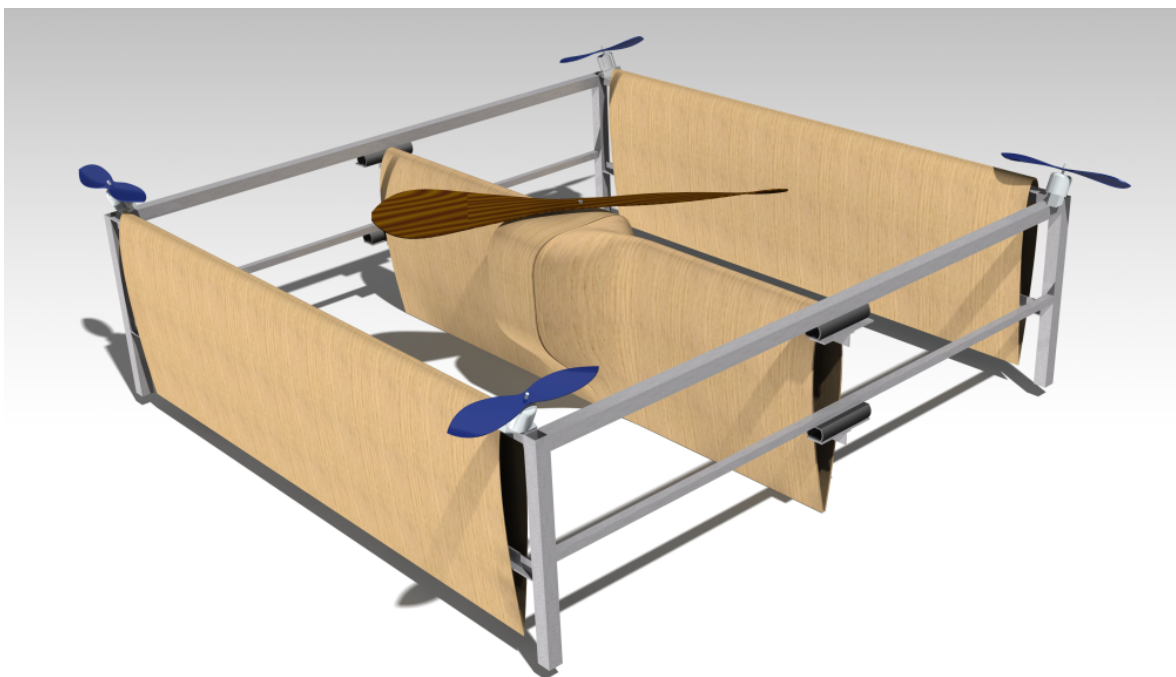
**Figura 5.32:** Primer prototipo terminado.

sidera que constituye el punto de partida sobre el cual se podrán realizar mejoras, evolucionando hacia nuevos vehículos con la incorporación de otras funcionalidades.

En la figura 5.33 se muestra la superposición de lo que se construyó con los perfiles alares que permitirían el vuelo horizontal.

Puede verse que se buscaría englobar la mayor cantidad de componentes dentro del ala central y así, aumentar la aerodinámica del vehículo.

En el apéndice E, se muestran más renderizaciones del diseño final propuesto.



**Figura 5.33:** Renderizado del primer prototipo basado en lo propuesto en la sección 2.1.

## Capítulo 6

# Experiencia de Generación Híbrida

*“Greatness is a road leading towards the unknown”*

— Charles de Gaulle

Con la finalización de las pruebas de los componentes por separado en los ensayos previos, y el diseño de la estructura, se buscó integrar a los mismos y estudiar el comportamiento integral de la unidad de potencia.

A continuación, se detalla cómo se realizaron las pruebas y los resultados que se obtuvieron.

### 6.1. Montaje del Sistema Propulsor

Al tener definidas las partes y sus limitaciones debido a los experimentos realizados, se inició la fabricación de la estructura diseñada, y el montaje de los componentes de propulsión al ala central.

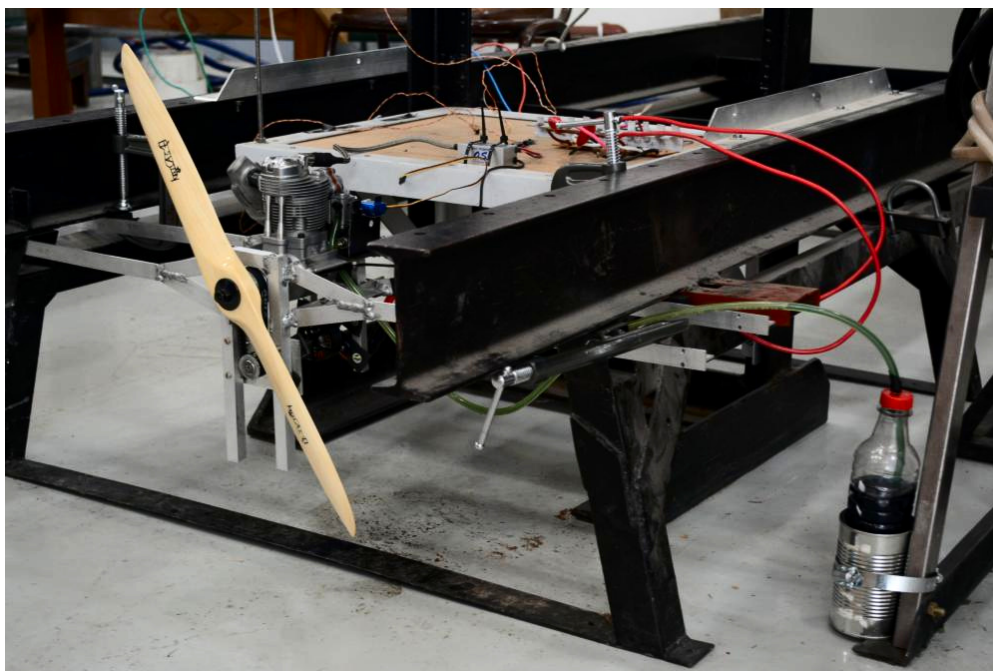
Habiendo verificado la integridad estructural del grupo, garantizando la seguridad física tanto del dispositivo como de las personas presentes, se vinculó el ala central en una estructura de acero, que le restringió los movimientos a partir de los extremos de la misma.

En la figura [6.1](#) y [6.2](#), se observa la versión final con la que se trabajó en la realización de los ensayos de este capítulo.

Mientras se realizaron las primeras corridas de prueba, ocurrieron desviaciones del comportamiento mecánico esperado que debieron ser atendidos, para luego iniciar las mediciones reales. Alguno de los problemas fueron el afloje de la extensión del eje secundario o la disminución de la tensión mínima de la correa.

Los componentes secundarios como el encendido electrónico, el rectificador o el microcontrolador de comando y adquisición de datos, se dispusieron en una base plana de madera independiente a la estructura metálica donde se colocó el ala central.





**Figura 6.1:** Última disposición del banco de ensayos para las mediciones híbridas.

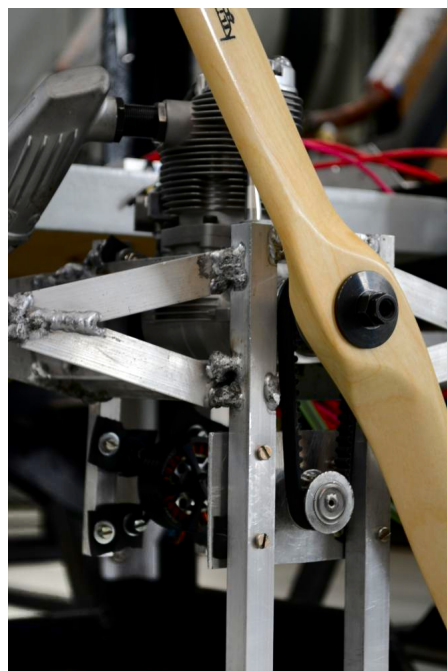
Esto permitió la reducción de las vibraciones en la electrónica, la cual previamente había roto las soldaduras de los componentes electrónicos.

Para los ensayos, se utilizó una hélice 22“x6” , congruente con lo definido en la propuesta del punto nominal del capítulo anterior.

Para la extracción eléctrica, se realizaron borneras con conductores de 6 mm<sup>2</sup>, ya que se esperaba trabajar como máximo con hasta 40 A de continua.

Utilizando un osciloscopio, se midieron tanto las líneas del generador como la salida del rectificador. La carga eléctrica empleada en los ensayos, fueron diversos reostatos conectados en paralelo.

Por seguridad, nuevamente, el tanque de combustible se colocó a una distancia prudencial, para que no se vea afectado por el cono de viento proveniente de la hélice. En todas estas experiencias se utilizó el filtro de aire construido, por haber tenido una gran cantidad de partículas cerca del suelo.

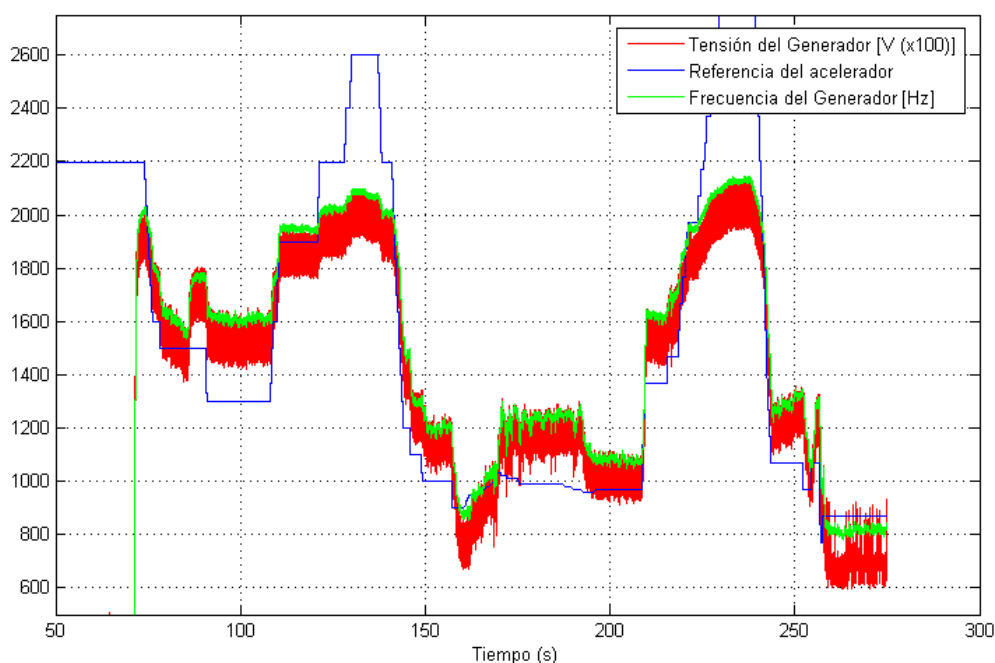


**Figura 6.2:** Detalle de la última disposición del banco de ensayos para las mediciones híbridas.

## 6.2. Primeros Ensayos de Generación Eléctrica

Los primeros ensayos realizados fueron los ensayos en vacío; con esto se buscó corroborar si el grupo completo no presentaba problemas de conexionado o electrónicos. De esta forma, los bornes del rectificador no se conectaron a ninguna carga, y no se forzó la extracción eléctrica.

En la figura 6.3, se observa un primer ensayo en vacío, graficando la tensión y velocidad del generador, junto con la referencia del servomotor del acelerador, en función del tiempo.



**Figura 6.3:** Ensayo de generación con el sistema propulsor híbrido en vacío.

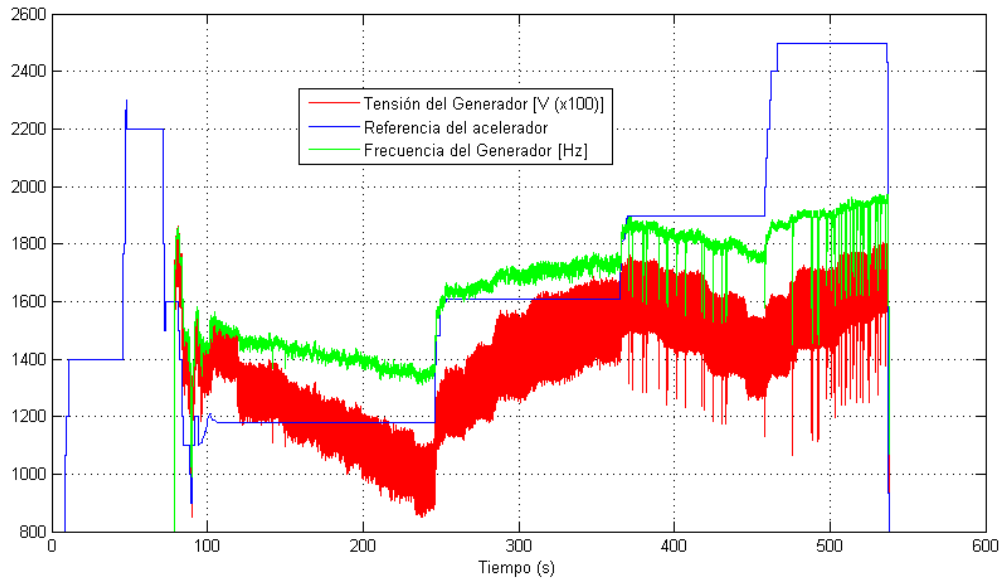
Puede observarse que, si bien la tensión generada (mediciones rojas) tiene una gran amplitud en cuanto a su magnitud, lo cual se comentará en la sección 6.5, el comportamiento de la tensión está ligado al de la velocidad de giro del generador (en verde). A medida que el motor se acelera, la tensión en vacío de continua también es mayor. Este comportamiento, sin embargo, varía del obtenido una vez que el motor disminuye su velocidad a un régimen cercano a las 2,200 RPM. En este caso, la tensión del generador es menor a la necesaria para que el rectificador funcione correctamente, como lo mostrado en la sección 4.3.2.

Al acelerar el motor de combustión hasta la velocidad límite, se registró una tensión de continua en vacío de  $(20 \pm 0,6)$  V.

Una vez que se verificó nuevamente la integridad estructural, se conectaron los reostatos a los bornes del rectificador, y se comenzó a extraer corriente gradualmente. Paulatinamente a la disminución de la resistencia de los reostatos, se elevó la velocidad

del motor de combustión para obtener una mayor tensión en bornes. Este proceso se realizó hasta generar una corriente máxima de aproximadamente  $(22,0 \pm 0,5)$  A, lo cual verificó que el sistema soportaría la corriente esperada por el uso de los motores eléctricos, en los ensayos futuros de control.

En la figura 6.4, se muestran las mismas variables que en la figura 6.3, pero para un ensayo de extracción eléctrica.



**Figura 6.4:** Ensayo de generación con el sistema propulsor híbrido al extraer energía.

Nuevamente se observa que ante una mayor señal de referencia del acelerador, la velocidad del motor, y consecuentemente, la tensión de continua, se incrementan. Sin embargo, como se esperó, a medida que más corriente era solicitada, a referencia del acelerador constante, la tensión en bornes del rectificador disminuía. Esto se produjo, a causa de la resistencia interna equivalente del sistema generador. Al demandar más potencia en el circuito generador, mayor va a ser la caída de tensión del mismo.

Por otro lado, también se puede observar el efecto de la extracción eléctrica sobre el eje del motor. Cuanto mayor es la potencia demandada, a referencia constante, el motor ajusta su velocidad para que la suma entre el torque de la hélice y el eléctrico, sea el disponible para el punto en el que se está operando el motor. A causa de esto, la tensión de continua no solo se ve afectada por la resistencia interna, sino también, por la disminución en la velocidad del eje debido al torque eléctrico.

Estas cuestiones deben tomarse en cuenta al estimar el empuje máximo, ya que, al extraer más energía eléctrica, menor va a ser la velocidad final del eje. Si fuese conocida la corriente que se iría a extraer, un futuro control podría corregir la referencia del acelerador previamente, compensando la pérdida de velocidad y evitando que el empuje varíe significativamente.



## 6.3. Filtrado de Señal

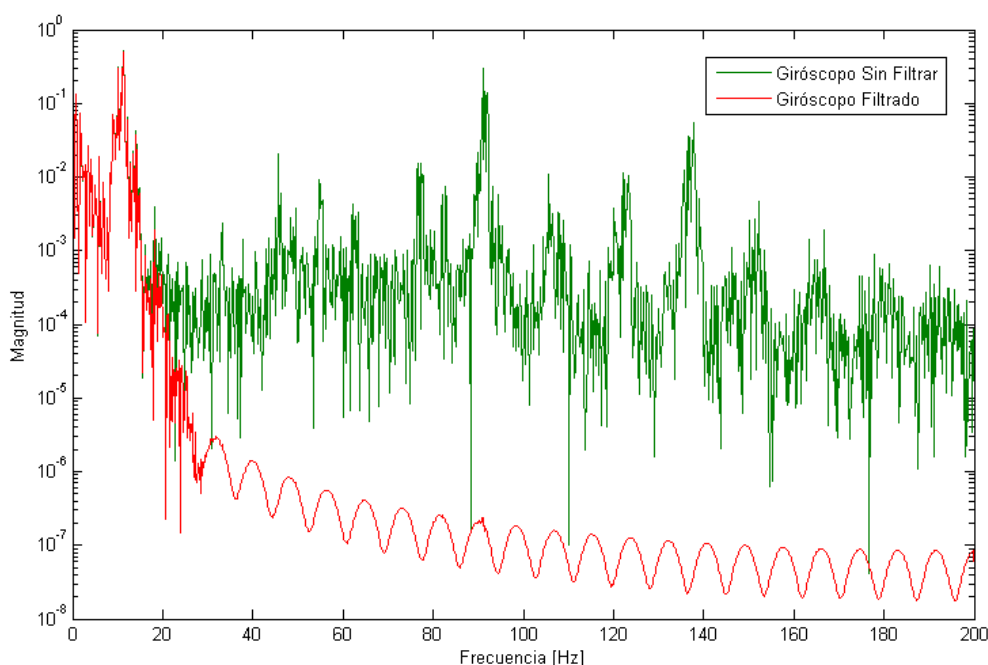
En las experiencias de medición del empuje en función de la hélice y la velocidad, se notó que el motor tendría grandes problemas respecto a las vibraciones producidas. Utilizando un acelerómetro en la electrónica de control, se observó que frecuentemente los tres ejes saturaban su señal. Es por ello que se prosiguió con el uso de los giróscopos, que no se vieron tan afectados, para el posterior analizado de las variables que el control utilizaría.

Sin embargo, a pesar de utilizar una amortiguación mecánica y modificar la ubicación de los componentes electrónicos, aún se obtuvo un considerable ruido mecánico que podrían perturbar el control.

La solución fue utilizar un filtro gaussiano sobre las variables, obteniendo una señal de entrada más clara para el control.

Se probaron diferentes puntos de corte para ver como afectaba la forma de la señal. Finalmente, se utilizó un filtro con una frecuencia de corte por encima de los 20 Hz, que permitía observar correctamente la dinámica de baja frecuencia del vehículo.

En la figura 6.5 se muestra la diferencia entre el espectro de la señal del giróscopo con y sin filtrado.



**Figura 6.5:** Espectro de frecuencias para la señal del giróscopo utilizando o no el filtro.

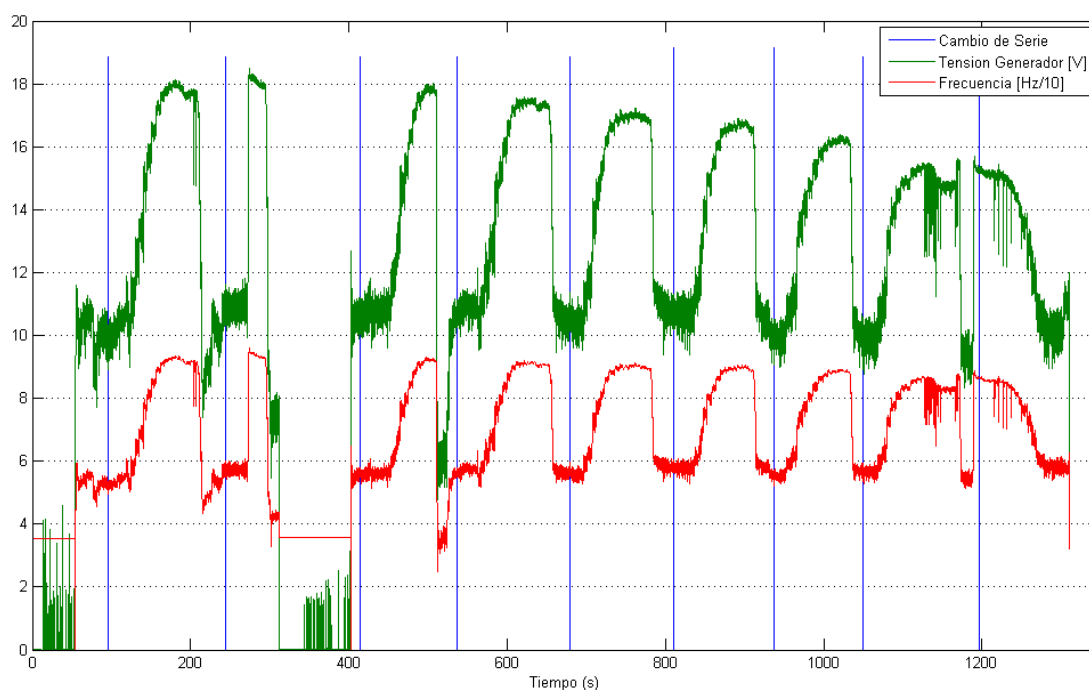
Puede notarse que a partir de la frecuencia estipulada, la magnitud de las vibraciones decrece rápidamente unos 3 órdenes de magnitud.

## 6.4. Estudio del Comportamiento de Generación

A continuación se realizaron ensayos para caracterizar más detalladamente el comportamiento del conjunto frente a variaciones de torque y carga eléctrica.

El método experimental que se utilizó fue realizar diversas series de mediciones, variando tanto la resistencia de la carga, los reóstatos, como la velocidad del motor de combustión. Por ser el reóstato una carga puramente resistiva, se supuso que la resistencia una vez ajustada manualmente, no variaría apreciablemente, en este caso, por los efectos de la temperatura. Esto se debió suponer debido a que no se pudo implementar un sensado continuo de la corriente generada, por lo que antes de comenzar cada serie de mediciones, se mediría la corriente con una pinza amperométrica. Luego, junto a la medición de la tensión de continua capturada por la electrónica, se realizaría el cociente entre ambas, obteniendo la resistencia del reóstato. Con este valor, la corriente en el resto de la serie de datos, podría expresarse como  $I \approx \frac{V}{R}$ .

Salvo la última serie, la medición de corriente se realizó cuando las revoluciones del motor de combustión fueron lo suficiente como para que la tensión de continua generada sea de al menos 10 V aproximadamente. Luego, se incrementó la velocidad hasta el máximo, dando pequeños saltos en la referencia del acelerador, equiespaciados temporalmente cada aproximadamente 10 s.



**Figura 6.6:** Mediciones de tensión de continua y velocidad del motor, en función del tiempo para cada serie.

En la última serie, ya que se buscaba extraer el máximo de corriente, se midió la misma con el motor acelerado al máximo. Luego se procedió a disminuir la velocidad

hasta alcanzar la tensión de corte en el rectificador.

En la figura 6.6, se observan las mediciones de la tensión del rectificador junto con la velocidad del motor de combustión en función del tiempo.

El momento en el cual las mediciones de corriente se realizaron, se señalan mediante las líneas verticales azules. Puede verse que en todas, salvo la última serie, la corriente se midió en baja velocidad.

Dado a que el ensayo se realizó disminuyendo la resistencia de la carga, la serie siguiente alcanzaba una corriente más alta que la anterior.

Un detalle que puede observarse a simple vista, es que si bien la velocidad máxima del motor decrece levemente, la tensión de salida de continua tiene una mayor ponderación ante un incremento de la corriente de carga.

Si bien el torque eléctrico afecta la dinámica del eje principal, el motor solo necesitaría una pequeña corrección en el acelerador, para compensar su velocidad, siempre y cuando sea menor al máximo.

### 6.4.1. Relación entre la Velocidad, la Corriente y La Tensión

Con las series de medición, se buscó relacionar las variables de corriente y tensión, en función de la velocidad del motor. Para ello, las mediciones de velocidad, de tensión del rectificador y la referencia, se filtraron como se explicó anteriormente. Dado a que los valores de corriente eran discretos, y medidos con una pinza amperométrica, éstos no tenían el problema del ruido.

Como puede verse, más precisamente en la figura 6.3, el comportamiento de la tensión de continua en vacío, depende fuertemente de la velocidad de giro del motor de combustión. Por otro lado, al tener un rectificador de conmutación electrónica, y al ver que la inductancia es despreciable para el efecto, el sistema generador/rectificador se modeló como un motor de continua. En esta situación, la tensión obtenida es  $\propto (K \cdot \omega)$ , con  $\omega$  la velocidad de giro del eje.

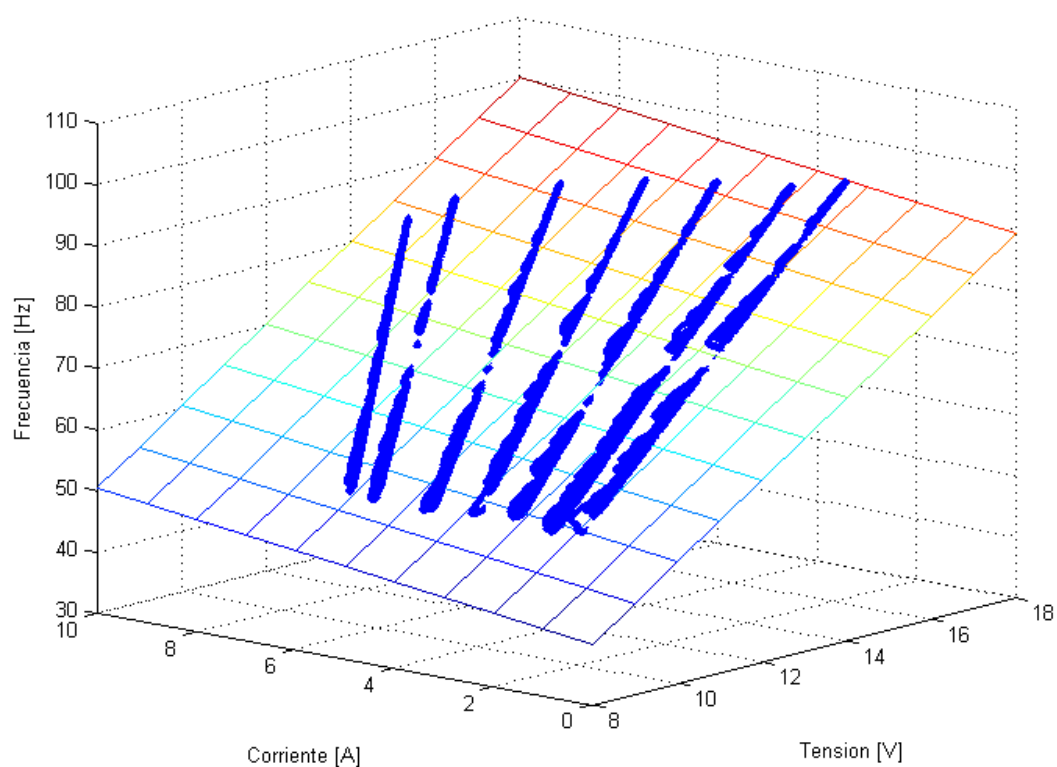
Usando las series de datos, se buscó la función lineal, o plano, que mejor ajustara lo obtenido en las mediciones. La ecuación de ajuste es

$$f(V, I) = \alpha_V \cdot V + \alpha_I \cdot I + \alpha_C$$

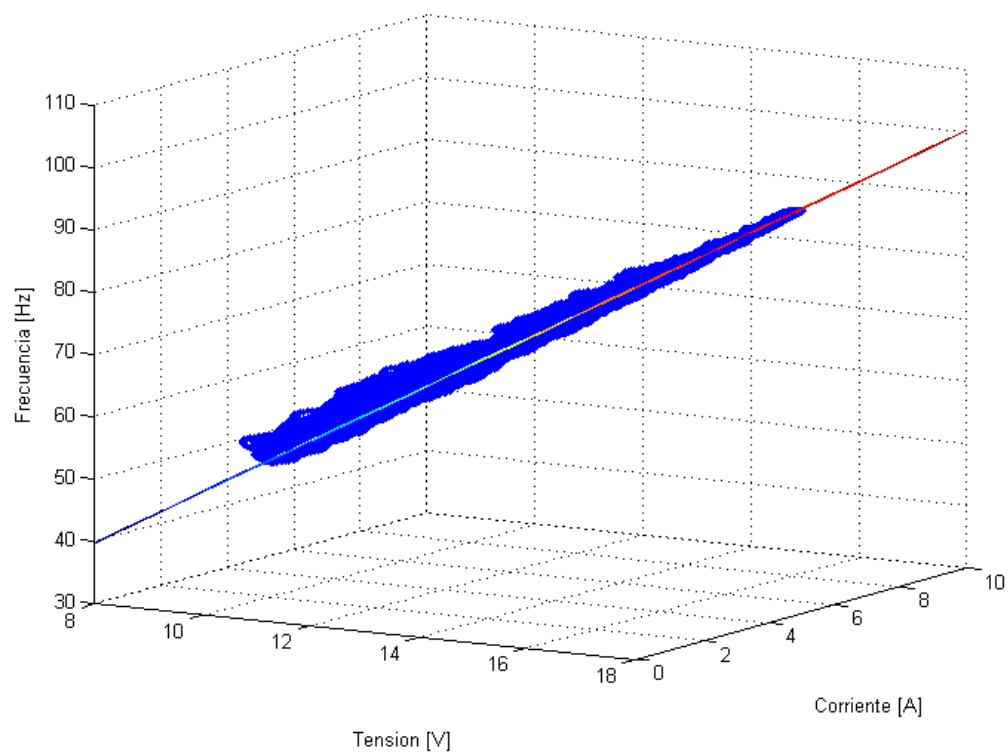
donde los coeficientes  $\alpha_i$  son los obtenidos de la resolución del sistema lineal.

En las figuras 6.7 y 6.8, se observan las mediciones comparadas con el ajuste lineal.

En el gráfico, puede notarse que debido a que tanto la generación, rectificación y transmisión de la energía no son ideales, existe una pérdida en el sistema, que se aprecia con la inclinación del plano hacia uno de los lados. Visto de otra forma, para mantener la misma tensión de continua en bornes, ante una mayor corriente, se debe incrementar más la velocidad del motor.



**Figura 6.7:** Ajuste lineal de la frecuencia del motor en función de la corriente y tensión de continua para cada serie.



**Figura 6.8:** Ajuste lineal de la frecuencia del motor en función de la corriente y tensión de continua para cada serie.

Utilizando los datos del ajuste, se obtuvo la resistencia efectiva de todo el sistema generador, dando aproximadamente  $R_g \approx 0,215 \Omega$ .

Como lo adelantado al principio del capítulo, una extracción de energía repercute en el eje principal en forma de un torque. En la figura 6.7, puede observarse que la velocidad máxima del motor disminuye con la extracción de energía, pasando desde los 92 Hz hasta los 84 Hz, entre la primer y la última serie.

Para corroborar el ajuste, en la figura 6.8 se muestra el plano de ajuste lateralmente junto a las mediciones.

Puede verse que las muestras, si bien a menos velocidad tienen más dispersión, se ajustan satisfactoriamente con el plano hallado. Para una última comprobación, se buscó el error relativo RMS de las mediciones al plano, dando un error de  $E_{Rel} \approx 1,02 \%$ .

### 6.4.2. Dependencia con el Acelerador

En esta situación, se buscó ver el comportamiento que tuvo el grupo propulsor, en función de la referencia del acelerador.

Se trató de encontrar un modelado del sistema para el cual la referencia del acelerador esté involucrada con la corriente extraída.

Para ello, se buscó la ley más simple que explicara los datos, sin utilizar las ecuaciones físicas, porque a priori no se conocían, y se planteó la proporcionalidad lineal entre la velocidad del motor y la tensión de continua. Sin embargo, un ajuste lineal entre la referencia del acelerador y la velocidad del motor, no fue satisfactoria. Para dicha relación, se utilizó un ajuste cuadrático entre las variables.

Dado a que tanto la corriente como la referencia no son variables independientes, se añadió un término correspondiente al producto de ambas variables al primer orden.

En definitiva, la ley de ajuste que se utilizó fue

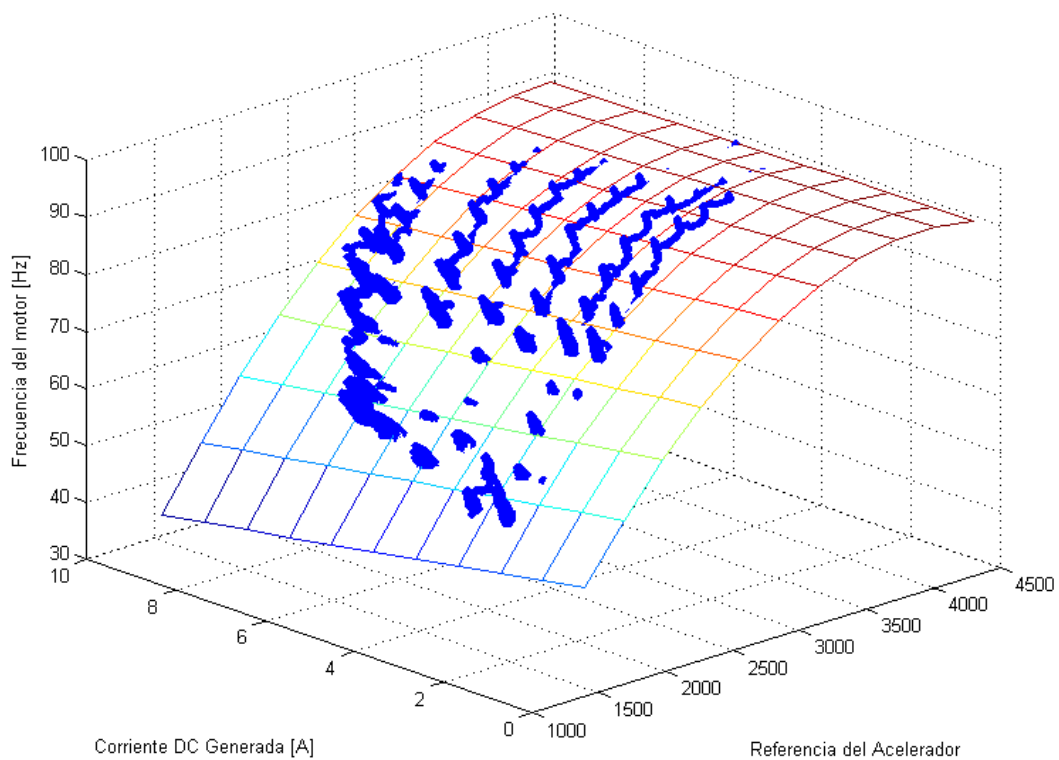
$$f_c(r, I) = \theta_1 r^2 + \theta_2 r + \theta_3 + \theta_4 I + \theta_5 (r \cdot I) \quad (6.1)$$

donde  $r$  es el valor de la referencia del acelerador,  $I$  el de corriente continua y  $\theta_i$  los coeficientes del ajuste.

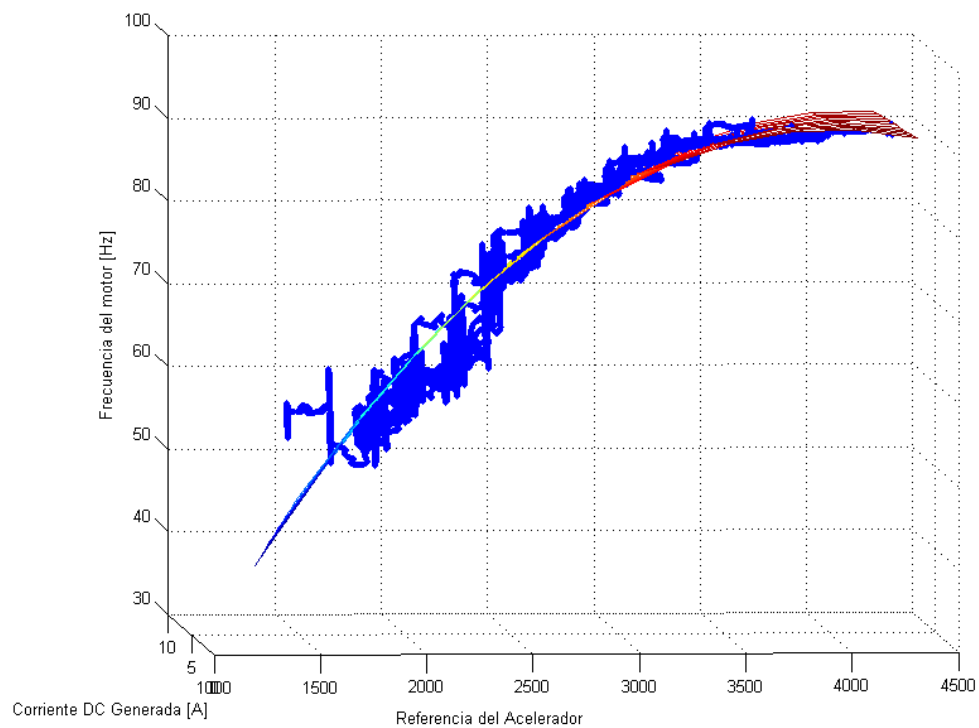
En la figura 6.9 se observan las mediciones junto con el ajuste realizado.

En este caso puede verse, aún más claramente, que teniendo una referencia del acelerador constante, y un aumento gradual de la potencia eléctrica demandada, la velocidad del motor disminuye ya que el torque total permanece constante, o disminuye a causa de la curva de torque del mismo. También, puede notarse, que este comportamiento no es parejo en todo el rango de velocidad.

Análogamente al análisis anterior, se buscó una medida del ajuste sobre las mediciones de la figura 6.10.



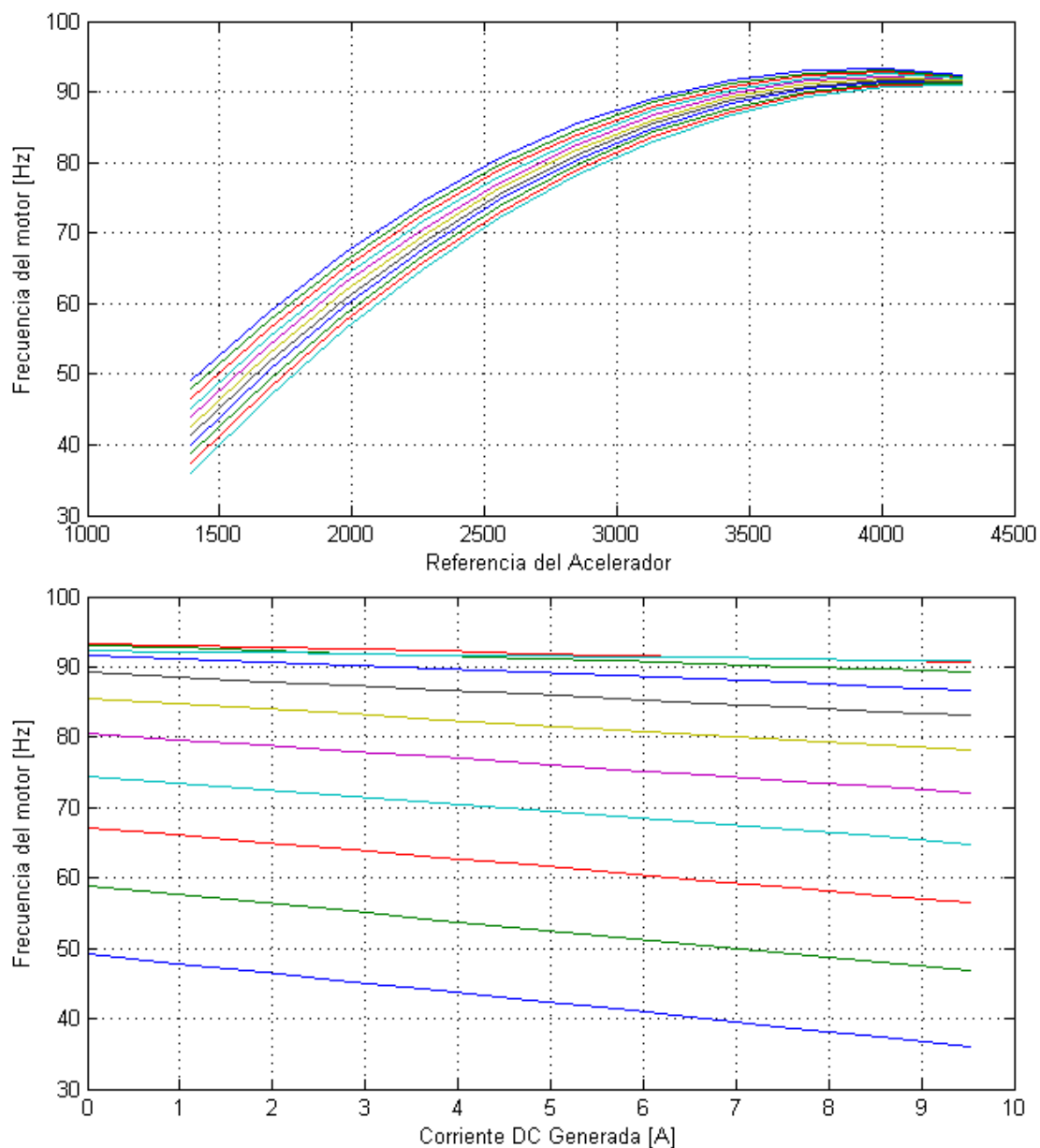
**Figura 6.9:** Ajuste por ley de la frecuencia del motor en función de la corriente y la referencia del acelerador, para cada serie.



**Figura 6.10:** Ajuste por ley de la frecuencia del motor en función de la corriente y la referencia del acelerador para cada serie.

Realizando el cálculo para el error relativo, lo obtenido fue menor al 1%. Puede notarse en el gráfico que, a pesar de que a baja referencia de acelerador las mediciones se distancian ligeramente del ajuste, con una ley cuadrática puede recrearse el comportamiento del mismo con un buen grado de satisfacción.

Otro detalle que se puede notar es que, para una misma velocidad, pero para un valor de corriente y posición del acelerador distintos, las curvas que definen la superficie no son idénticas, sino que hay un comportamiento respecto a la apertura de la mariposa del acelerador.



**Figura 6.11:** Velocidad del motor en función de la referencia del acelerador para diferentes corrientes (Arriba); y velocidad del motor en función de la corriente continua para diferentes posiciones del acelerador (Abajo).

Para observar el efecto, se parametrizaron las curvas de velocidad ajustadas tanto en función de la referencia, como también, de la corriente continua. Usando esto, se estudió el comportamiento de las mismas en función del parámetro libre como serie.

En la figura 6.11 se observan ambas figuras.

En el primer gráfico puede verse como a mayor velocidad de giro, el motor posee mayor cantidad de torque disponible para utilizarla en la generación eléctrica. Si bien las curvas no representan potencia constante sino corriente constante, ya que a mayor velocidad mayor es la tensión, la dispersión de las curvas a mayor velocidad es menor.

En el segundo gráfico, sin embargo, se muestra el rango de corrientes en el cual se podría trabajar con el sistema, para un punto fijo del acelerador. Nuevamente se observa lo mencionado en el gráfico anterior: al aumentar la apertura del carburador, las series de mediciones se comprimen más.

También, a medida que mayor es la referencia del acelerador, las mediciones presentan una menor pérdida de velocidad, al consumir una corriente mayor.

Utilizando estos resultados, se podría realizar una compensación en el acelerador, para contrarrestar el efecto que el consumo eléctrico genera sobre la velocidad, y por ende, al empuje. También, para el futuro control, se podría encontrar el punto óptimo de operación en función de lo que se deba generar para los motores de control, y el empuje necesario para volar. Además se podría generar un modelo de simulación para el sistema basado en datos reales.

## 6.5. Análisis de la Señal de Tensión del Generador

Como lo comentado antes, la amplitud de la señal de continua era significativa, por lo que se buscó analizar y comprender lo que se estaba obteniendo.

Lo que primero se hizo, fue averiguar la composición de frecuencias que hay en la misma. Éstas se observan en la figura 6.12.

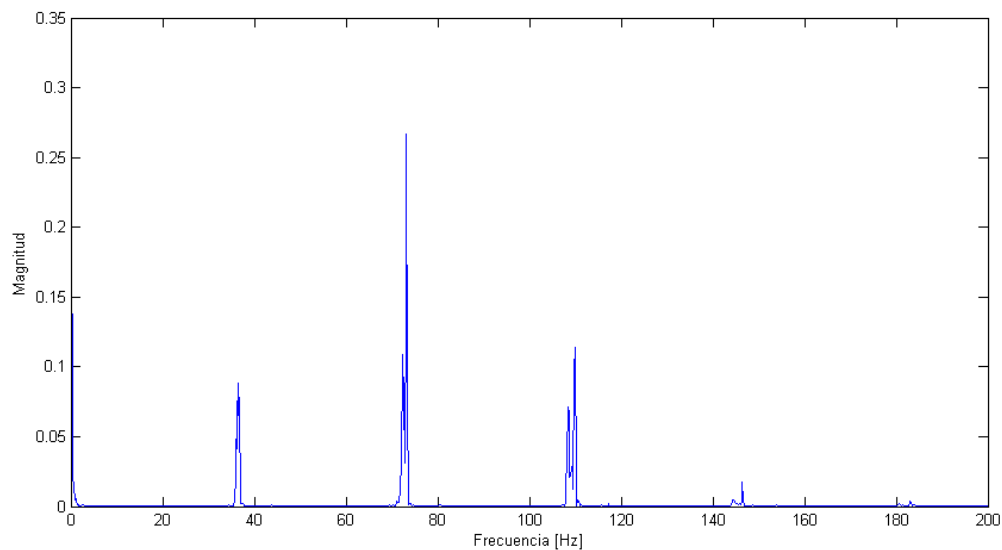
Puede notarse que se observan varios picos bien definidos de la señal, los cuales coinciden con el 0,5X, 1X y 1,5X de la velocidad de giro del motor.

Como se había aclarado en la sección 3.3.4, en la cual se habría visto un comportamiento similar, el pico de 0,5X podría corresponder al de la explosión de combustión, la cual se realiza 1 vez cada 2 giros. Sin embargo, en los ensayos anteriores, no se habría observado la señal de 1,5X.

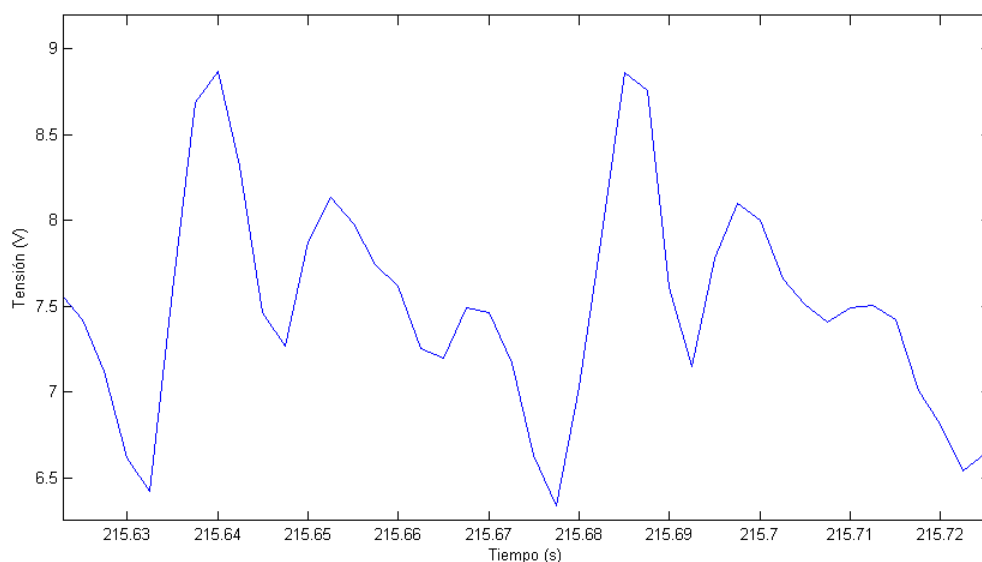
Debido a que se tiene una multiplicación de velocidad y, además, el generador tiene 14 pares de polos, por cada pulso del sensor de efecto *Hall*, se tienen casi 45 pulsos en la señal del generador. Esto permite analizar con mejor resolución lo que ocurre dentro de un ciclo del motor. En la figura 6.13 se observa un fragmento de la señal medida.

En esta tensión, si bien está rectificada, prevalece la información de la rotación que la generó.





**Figura 6.12:** Espectro de frecuencias de una muestra de las mediciones de tensión de continua.



**Figura 6.13:** Muestra de las mediciones de tensión de continua en función del tiempo.

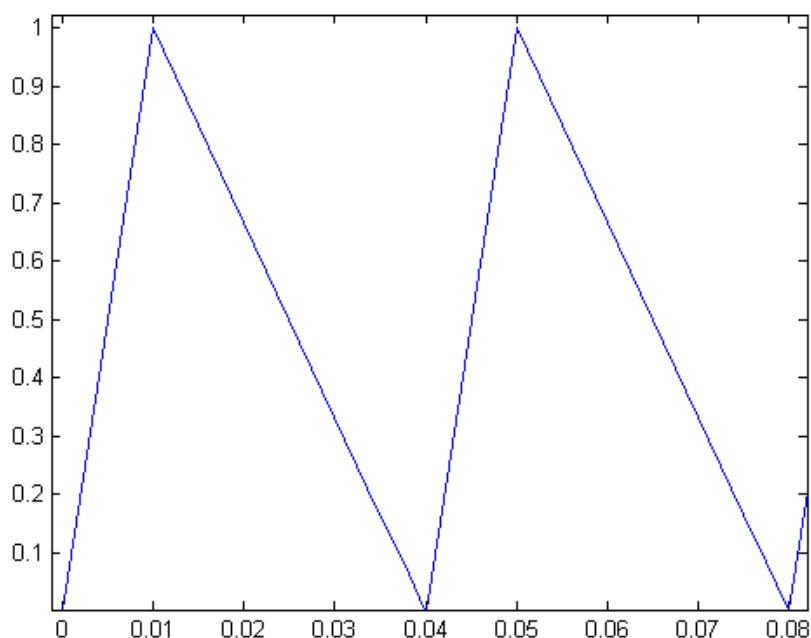
En la imagen, puede verse que hay una forma base que se repite constantemente a lo largo del tiempo, cuya frecuencia depende de la velocidad del motor principal. Como se sabe, la tensión de salida, es proporcional a la velocidad del eje al cual se está girando. Por lo tanto, la tensión de salida, podría tomarse, a priori, como una estimación de la velocidad del eje.

En un motor de combustión monocilíndrico de 4 tiempos, como el que se tiene, el ciclo se divide en cuatro etapas: la admisión de la mezcla, la compresión, la combustión y el escape. De estas cuatro, la única que genera el impulso necesario para que el motor continúe girando, es la de combustión, donde la fuerza, o torque generado, es la necesaria para compensar el resto de las fuerzas del ciclo *Otto*. Es por ello, que se

esperaría que en dicha etapa se tenga una aceleración brusca, que se permita mantener la velocidad promedio en el eje.

El resto del ciclo se caracteriza por aportar fuerzas que provocan pérdidas de velocidad, como la fricción del pistón, la apertura y cierre de válvulas, la fuerza de restitución entre la biela y leva, etc. Sin embargo, estas fuerzas se esperarían que sean menores a la de la explosión, teniendo una desaceleración con menor pendiente a la de la otra etapa. De lo contrario, el motor no funcionaría.

Comentado esto, y eliminando las fluctuaciones que podrían generar el paso de las levas sobre la biela, o alguna otra perturbación mecánica, se modeló un ciclo completo de cuatro tiempos como lo mostrado en la figura 6.14.



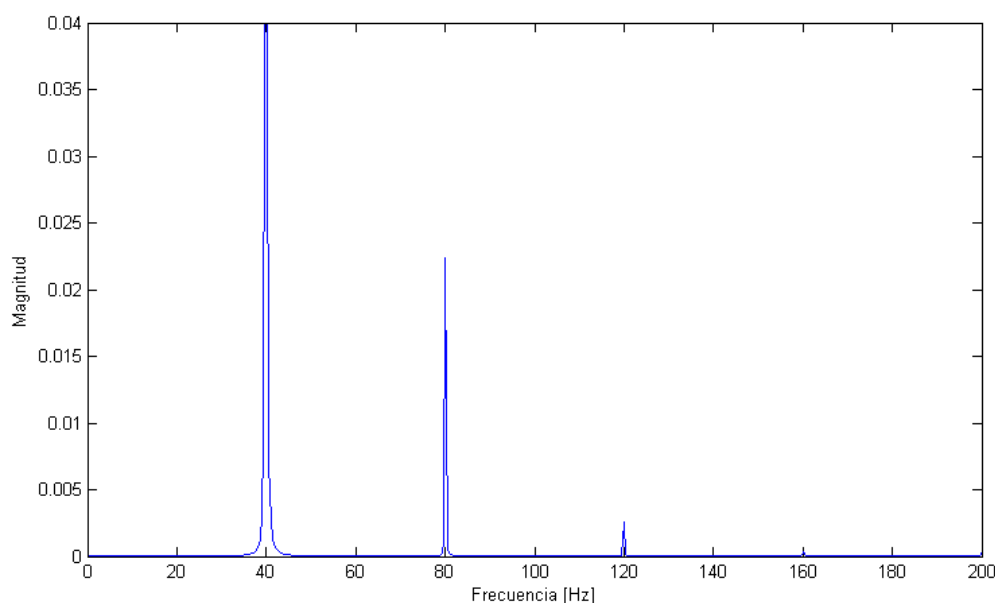
**Figura 6.14:** Modelado temporal simplificado de un ciclo de cuatro tiempos de un motor de combustión *Otto*.

El primer recorrido del ciclo, el de la explosión, tiene una aceleración significativamente alta y positiva, que le imparte una velocidad final de la unidad, para este caso. Luego, en el resto de las 3 etapas del ciclo, hay una aceleración negativa de menor magnitud. La misma, lleva a la velocidad al mismo valor que el obtenido al comienzo del ciclo. En este caso, el motor estaría operando a una velocidad promedio constante.

Lo que se buscó con este modelo, fue el espectro frecuencial de la señal, lo cual se muestra en la figura 6.15.

Como se observa, sacando las magnitudes involucradas, se ve el mismo patrón de frecuencias que se obtuvo en lo medido sobre los bornes del rectificador.

Tomando como la 1X a la frecuencia de 80 Hz, se observan la 0,5X y la 1,5X en 40 Hz y 120 Hz, respectivamente. Por lo tanto, la amplitud que se obtiene en la señal eléctrica,



**Figura 6.15:** Espectro de frecuencias de la señal propuesta para la combustión de un ciclo *Otto* de 4 tiempos.

corresponde con la diferencia entre la velocidad máxima y la mínima, dentro del ciclo de combustión, cuyo promedio temporal, es el que luego se utiliza como velocidad el resto de los cálculos.

## 6.6. Comportamiento de los Motores Eléctricos

Al verificar que se pudo extraer la potencia estimada para los motores eléctricos, se continuó caracterizando el sistema de los mismos que se usarían como medio de control en vuelo.

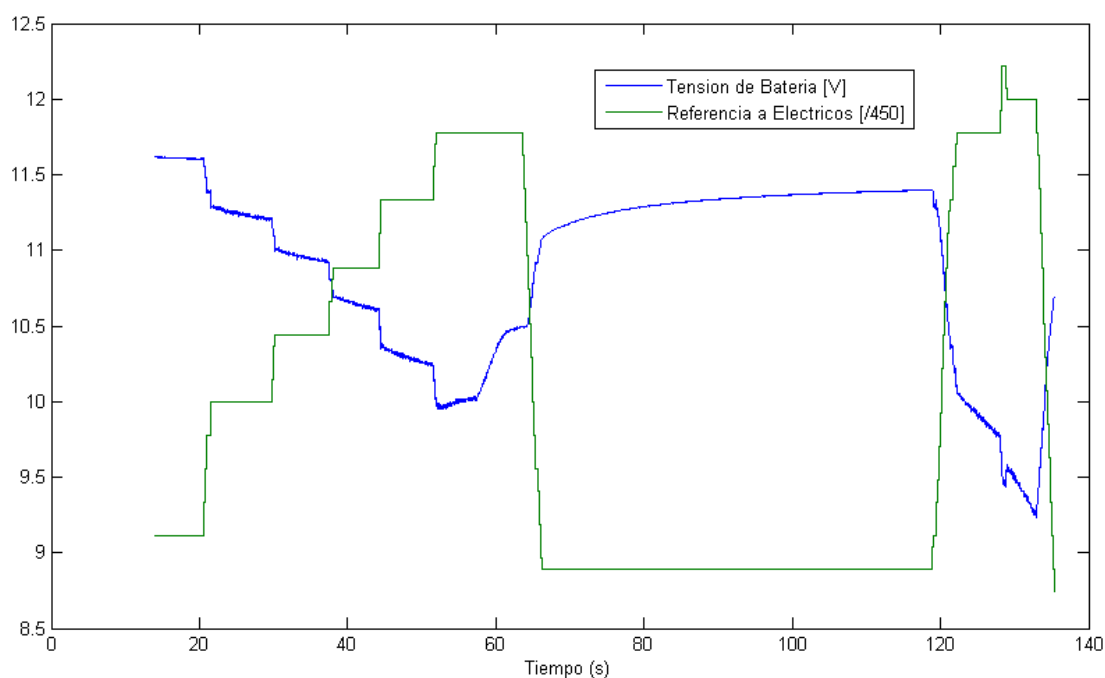
Para ello, y para simplificar la metodología de medición en estos ensayos, se reemplazó el sistema generador utilizado en la sección anterior, por una batería de litio. A esta misma, se le conectó los reguladores de velocidad de cada motor eléctrico.

Dado a que los motores eléctricos son trifásicos, un regulador de velocidad actúa tomando una tensión de línea de continua y, mediante una señal *PWM*, se recrean tres ondas senoidales en cada borne del motor. Dependiendo de la referencia de velocidad que se le imponga al regulador, mayor o menor será el *Duty*, o el ancho del pulso, que se aplique sobre el motor. Esto generará una tensión más grande o más chica, respectivamente.

Una de las cosas que se deseó buscar, era encontrar la relación entre la referencia y la tensión que se aplicaba al motor. Luego, con dicha relación, se podría caracterizar la tensión efectiva, y conocer de antemano cuánta se necesitaría con una cierta acción de control.

El ensayo consistió en realizar escalones de referencia, mientras se medía discretamente la corriente con una pinza amperométrica, y el ancho del pulso sobre los bornes del motor con un osciloscopio.

En la figura 6.16 se observa la tensión de la batería junto con la referencia aplicada en forma de escalones, sobre el sistema de motores eléctricos.



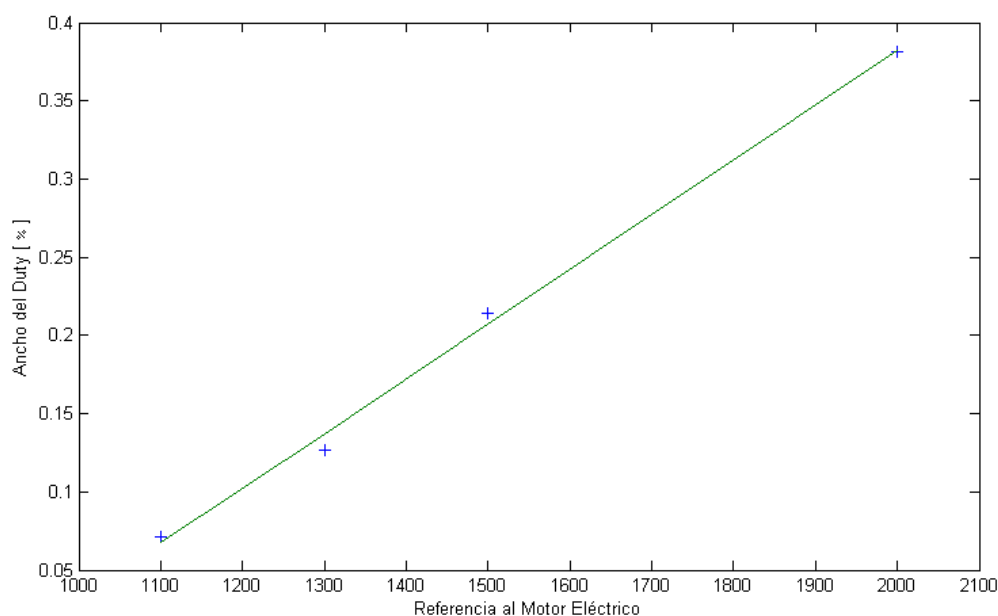
**Figura 6.16:** Tensión de la batería y valor de referencia de velocidad, en función del tiempo para el ensayo de motores eléctricos.

Puede notarse que, al igual que cuando la carga era aplicada al sistema híbrido, la tensión de la batería baja notablemente ante la solicitud de corriente. De manera análoga, ésto ocurre debido a la resistencia interna que posee la misma y/o el circuito eléctrico.

También, por tener una capacidad limitada de energía química, a medida que el ensayo continuaba, la batería se iba descargando, haciendo que su tensión en vacío disminuya gradualmente.

Se tomaron 4 mediciones en el osciloscopio del ancho de la onda que el regulador de velocidad imponía al motor, según la referencia que se estableció. Con estos datos, se hizo una calibración lineal de lo obtenido, lo cual es mostrado en la figura 6.17.

Con este ajuste, se buscó encontrar las tensiones y corrientes que circulaban por el motor eléctrico. Para ello, se supuso que las pérdidas sobre el regulador de velocidad eran despreciables. Debido a esto, la potencia que ingresa al mismo tiene que ser la misma que termina en el motor. Teniendo que  $P = V \cdot I$ , se desarrolla para ambos lados del regulador como



**Figura 6.17:** Calibración del porcentaje del ancho del pulso de la onda de salida del regulador de velocidad, en función de la referencia impuesta.

$$P = V_{IN} \cdot I_{IN} = V_{OUT} \cdot I_{OUT}$$

pero dado a que la tensión generada por la onda  $PWM$  es  $V_{OUT} = PWM \cdot V_{IN}$ , donde  $PWM$  es el porcentaje del ancho del pulso para el valor de referencia utilizado, reemplazando en la anterior se obtiene que

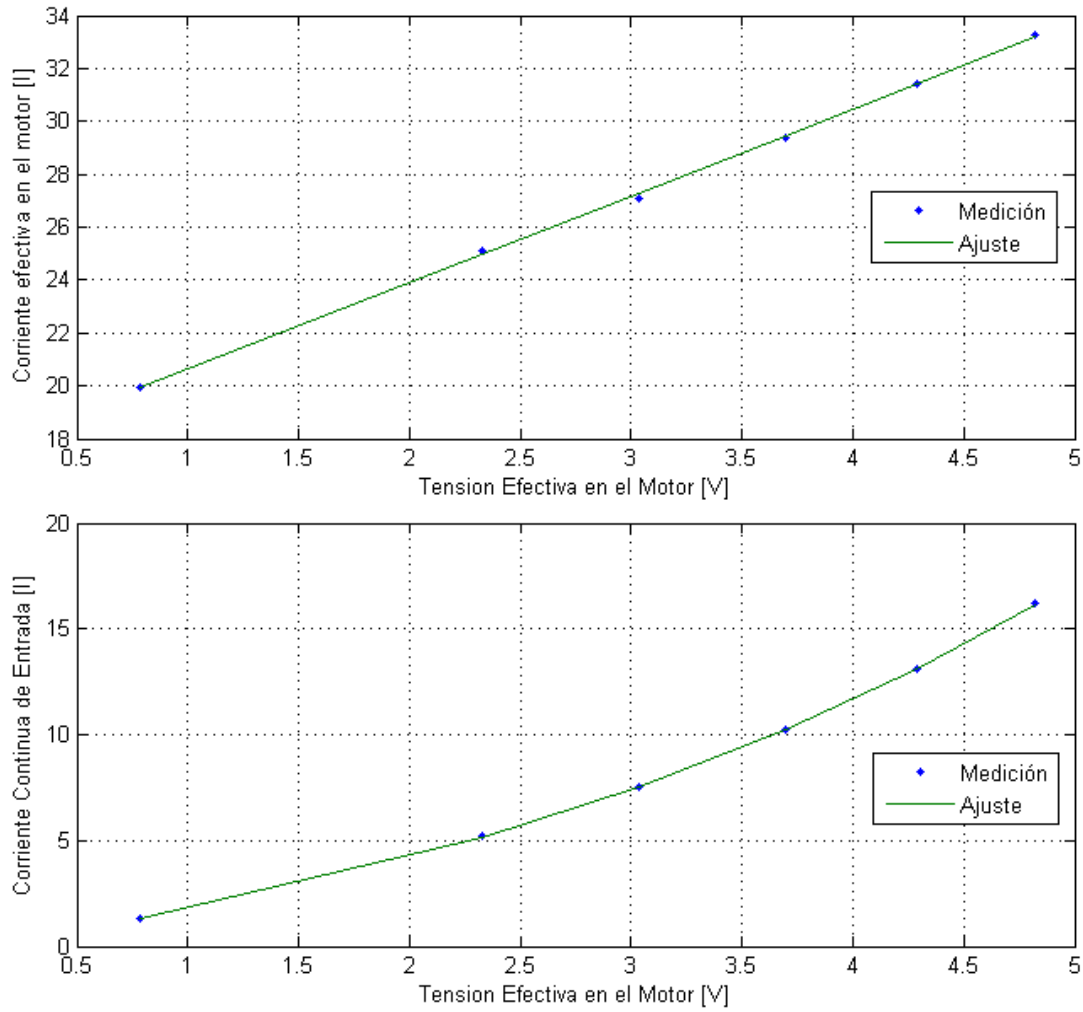
$$V_{IN} \cdot I_{IN} = PWM \cdot V_{IN} \cdot I_{OUT} \quad \Rightarrow \quad I_{OUT} = \frac{I_{IN}}{PWM}$$

lo que es la corriente que circula por los bobinados, para que la potencia eléctrica se mantenga constante.

Transformando las mediciones que se obtuvieron a los valores sobre el motor, se realizó la siguiente figura 6.18, en donde se muestra la corriente y tensión sobre el motor, junto con la corriente de continua proveniente de la batería, en función de la tensión en el motor.

Como puede verse en la primera imagen, la corriente en el motor se comporta linealmente con respecto a la tensión en el motor. Con tal ajuste, el conjunto del motor y hélice presenta un comportamiento resistivo, lo cual es muy favorable para el modelado.

En el segundo gráfico, se puede ver que a medida que se le solicita una mayor potencia, mediante el aumento en la tensión efectiva del motor, la corriente proveniente de la fuente aumenta con una ley más creciente que la lineal. Luego, ésta va a ser la corriente que el generador deba suplir.



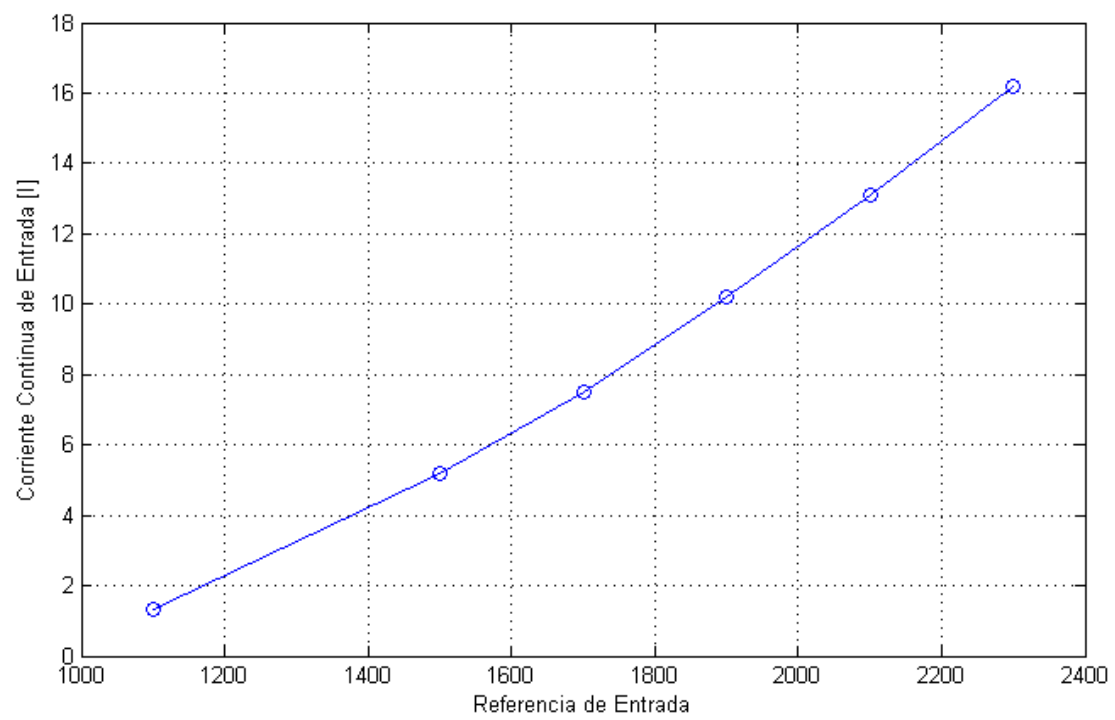
**Figura 6.18:** Corriente del motor en función de la tensión en el motor (arriba), corriente de entrada al regulador en función de la tensión en el motor (abajo).

Para poder realizar el ajuste de las mediciones de corriente, se realizó una calibración de la misma, mediante la linealidad que se tiene con las variables dentro del motor de la siguiente manera

$$\hat{I}_{IN} = f_{v,i}(V_{IN} \cdot PWM) \cdot PWM \quad (6.2)$$

donde  $f_{v,i}$  es el ajuste lineal entre la corriente y tensión en el motor, y el resto de los valores son tanto adquiridos, como  $V_{IN}$ , o impuestos, como el valor de referencia que utilizando el ajuste se obtiene  $PWM$ .

Por último, con el fin de poder conocer el valor de la corriente necesaria para cierta referencia del control, y que de esa forma fuese posible compensarlo de antemano en el eje del motor de combustión, se utilizó la ecuación 6.2 junto con las referencias impuestas. En la figura 6.19 se muestra lo obtenido.



**Figura 6.19:** Corriente continua demandada en función de la referencia al regulador, para los 4 motores eléctricos.





# Capítulo 7

## Desarrollo del Control

*“I think it’s very important to have a feedback loop, where you’re constantly thinking about what you’ve done and how you could be doing it better”*

— Elon Musk

Habiendo probado y estudiado el comportamiento del grupo generador y el sistema de motores eléctricos, se procedió a vincularlos bajo una misma estructura. En el capítulo 5, se comentó más detalladamente el armado y los inconvenientes del prototipo.

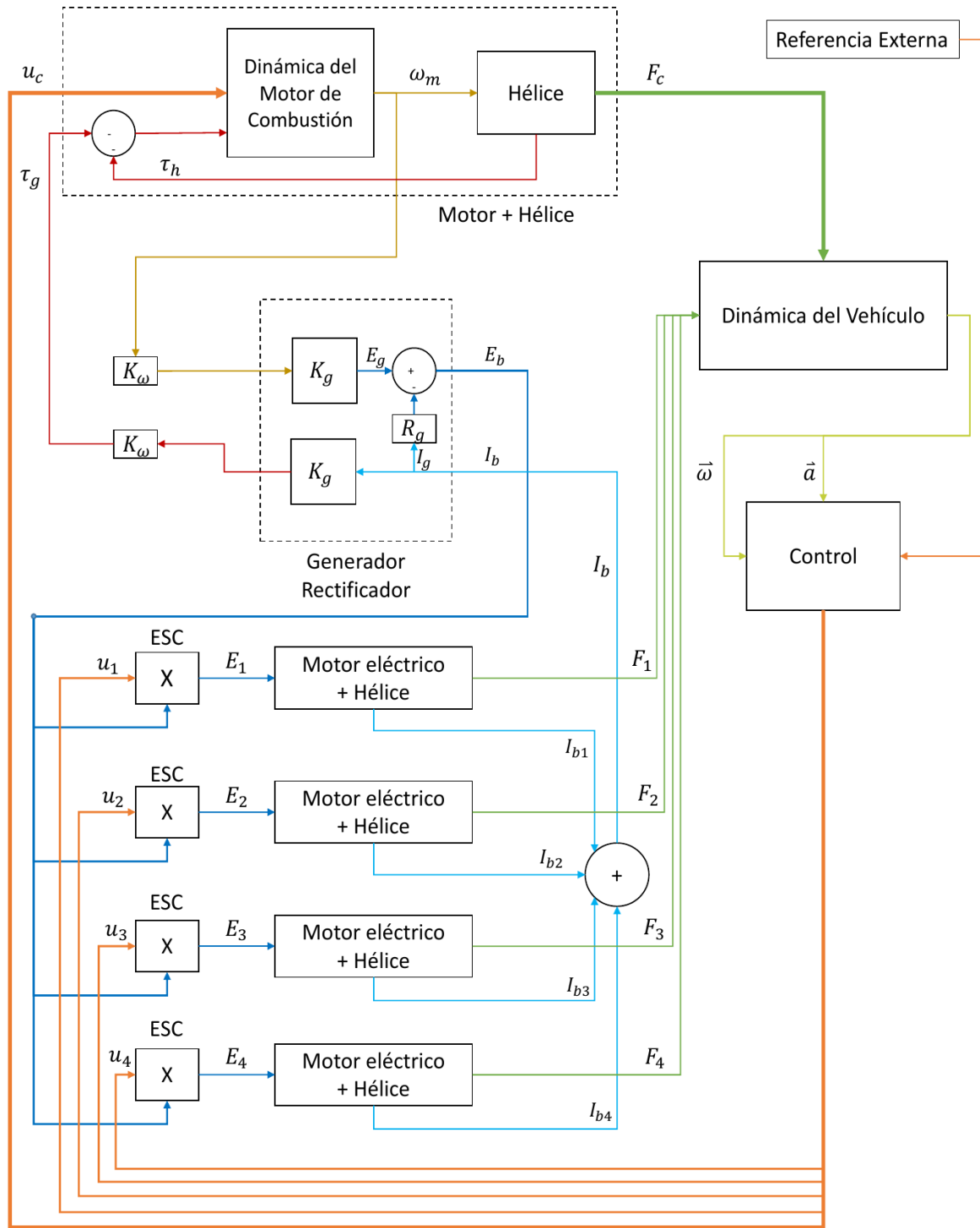
Todas estas piezas en conjunto permiten desarrollar las fuerzas necesarias para el vuelo, pero sin embargo, al no estar comandadas ni interconectadas entre si bajo una misma lógica, la estabilidad difícilmente se pueda lograr manualmente.

El último paso de este proyecto, consistió en el desarrollo de un control que permita estabilizar el vehículo con los componentes que se poseen. Para ello, volviendo a los diagramas mostrados en la sección 2.3, se observa que es necesaria la integración de una electrónica de control, que permita estabilizar el vehículo como lo mostrado en el diagrama 7.1.

Se observa que a partir de las dinámicas producidas por todas las fuerzas, y la geometría del vehículo, las rotaciones y aceleraciones serían la entrada al control que, a partir de una lógica preestablecida o de una referencia manual, encuentra la combinación de las fuerzas eléctricas y de la hélice principal, para estabilizar el vehículo y dirigirlo hacia el lugar deseado.

La forma que se adoptó para realizar el control, fue individualizando y compensando cada rotación por separado. Luego, el control final sería la combinación de los tres controles superpuestos.

Antes de que se pasara a la etapa de control de rotaciones, se estudió el motor en el banco de ensayos de la figura 3.7, para tratar de obtener un control que ofrezca una velocidad lo más pareja posible, afectando mínimamente el tiempo de respuesta para la estabilización.



**Figura 7.1:** Diagrama de interconexión de los diferentes componentes con el control.

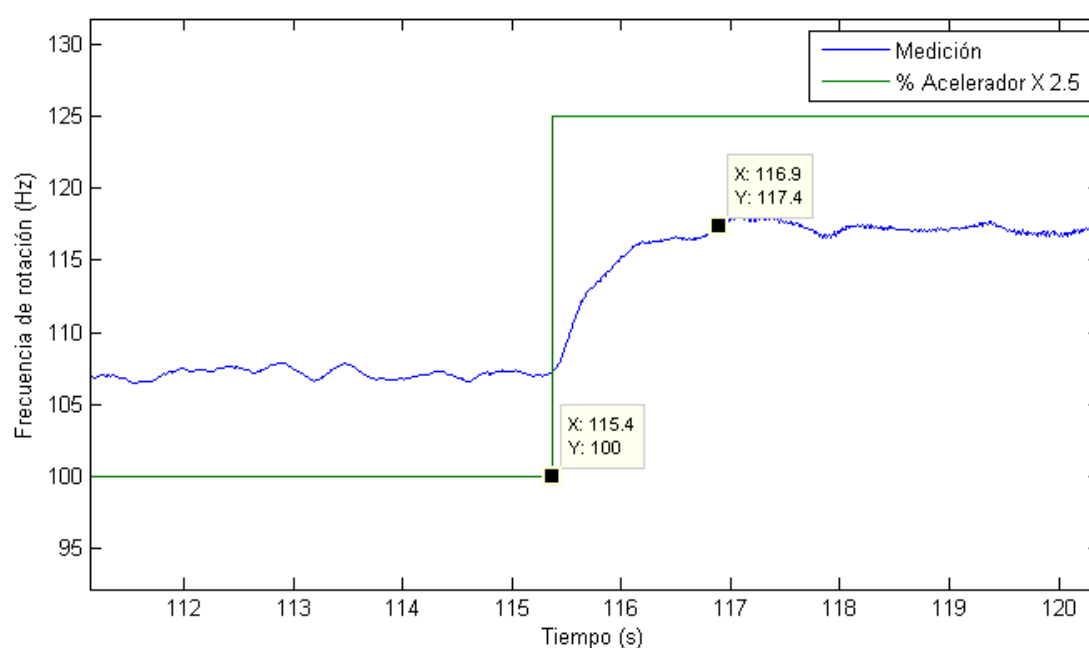
## 7.1. Control del Motor de Combustión

Para comenzar con el estudio y diseño de este control, antes fue necesario analizar el comportamiento del motor ante distintas referencias de entrada, de tal forma, que permitiera una caracterización del mismo y el futuro planteo del control.

Cabe mencionar que el estudio a continuación descripto es sólo efectivo mientras el carburador y/o la hélice no se vean alterados. De lo contrario, si por ejemplo se ajustara nuevamente el carburador, sería necesario repetir el estudio.

### 7.1.1. Obtención del Tiempo de Respuesta

Dado a que se tenía la forma de medir temporalmente la frecuencia a la cual el eje del motor estaba girando, se procedió a variar el acelerador mediante escalones de referencia, y registrar el tiempo que el motor necesitaba para alcanzar el régimen estacionario.



**Figura 7.2:** Acercamiento de la figura 3.17 en un cambio del acelerador.

En la figura 7.2 se muestra una de las aceleraciones del motor mientras se registraba el punto de inicio y la frecuencia del eje en función del tiempo.

Puede observarse que si bien el salto mostrado es de alrededor del 10 % del máximo del acelerador, los cambios que va a tener el vehículo una vez en el aire, serán de este orden o menor. Para estos casos, se encontró que el tiempo de establecimiento rondaba los  $(1,4 \pm 0,1)$  s y el tiempo del sistema  $(0,45 \pm 0,5)$  s, el cual es un tiempo significativo para el control de la potencia mediante un controlador automático.

Una de las posibles causas de este tiempo, es que el servomotor utilizado para el comando con el acelerador, no es lo suficientemente rápido como para que la respuesta al escalón de aceleración sea predominantemente de la dinámica del motor. Esto hace que parte del tiempo involucrado en la estabilización del motor, esté dado porque el servomotor no ha terminado de girar la válvula mariposa del carburador a la posición

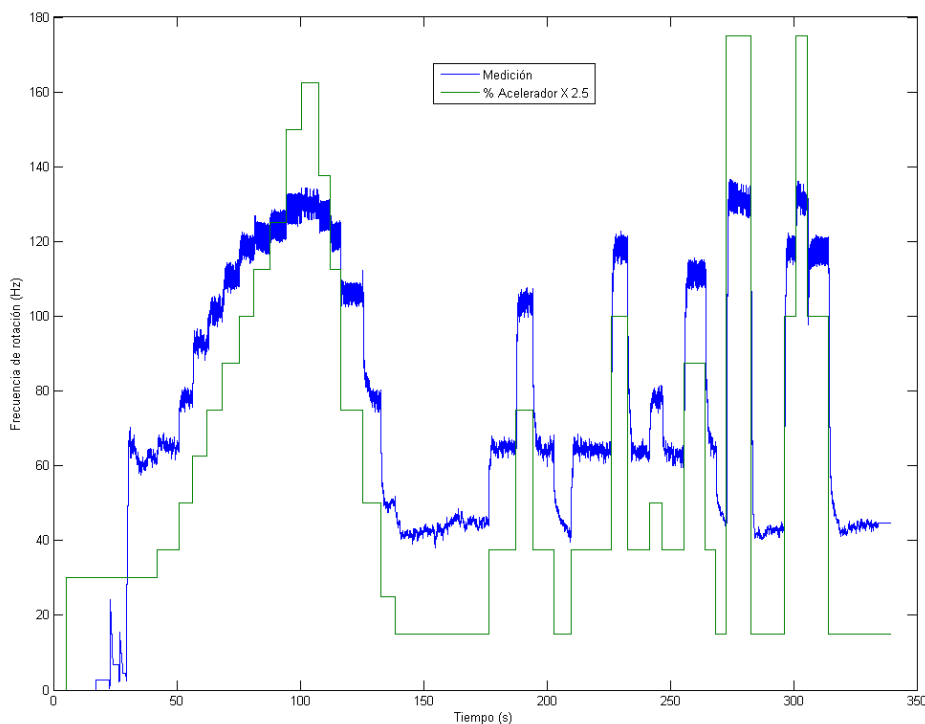
final.

Se tendrá que buscar un servomotor que posea una reducción menor, siempre y cuando el torque mínimo que pueda solicitarse sea de al menos  $(0,4 \pm 0,1)$  Kg·cm, el cual fue medido experimentalmente.

### 7.1.2. Modelado de la Curva Estática del Motor

Habiendo visto que había cierta demora entre la referencia deseada y la respuesta del sistema, se realizaron nuevos ensayos en donde se variaba escalonadamente la posición del acelerador y se veía la respuesta en la velocidad. Una vez estabilizado, se registraron una cierta cantidad de mediciones, y se procedió a cambiar la referencia del acelerador.

Se hicieron saltos de referencia pequeños, de 100 unidades, como también más amplios, alrededor de 2000, con el fin de observar el comportamiento de la planta motriz ante diversos cambios de entrada. En la figura 7.3 se observa uno de los ensayos realizados.



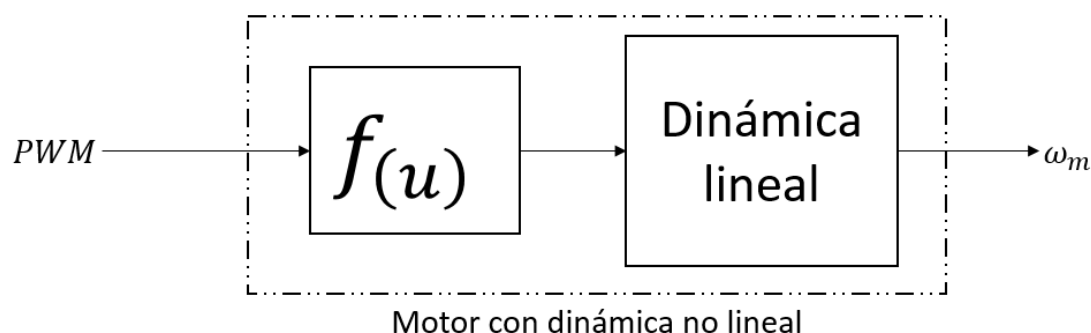
**Figura 7.3:** Ensayo de la velocidad del motor de combustión en función de una referencia de acelerador escalonada para la identificación del sistema.

Puede comprobarse que si bien a mayor referencia del acelerador, la velocidad se incrementa con él, el comportamiento ante el cambio en distintos puntos de operación, no es el mismo. Cuanto más baja es la velocidad de rotación, un pequeño aumento

en el acelerador produce un cambio significativo en la velocidad, y viceversa, en una velocidad ya cercana a la velocidad de punta, un gran aumento en la posición del acelerador, influye poco o nada en la variación de la velocidad.

Este comportamiento, visto también en la figura 6.9 del capítulo anterior, sugiere que la ganancia en diferentes puntos de operación no es constante, por lo que el sistema con el cual se está trabajando no es lineal.

Por ser un problema no lineal, los métodos tradicionales para el desarrollo de un control no se pueden aplicar hasta que no sea llevado a un problema lineal.



**Figura 7.4:** Diagrama del uso del modelo no lineal de Hammerstein para la dinámica del motor de combustión.

La forma en la cual se abordó el problema, fue utilizando un modelo de Hammerstein [23] [24], el cual consiste en separar el comportamiento del motor en dos partes: una de ellas se corresponde con la dinámica lineal del problema, mientras que en la otra recae la no linealidad estática del mismo. En este caso, como lo mostrado en la figura 7.4, la combinación de ambas partes permitiría describir el comportamiento de la velocidad del motor de combustión, en función de la referencia del acelerador.

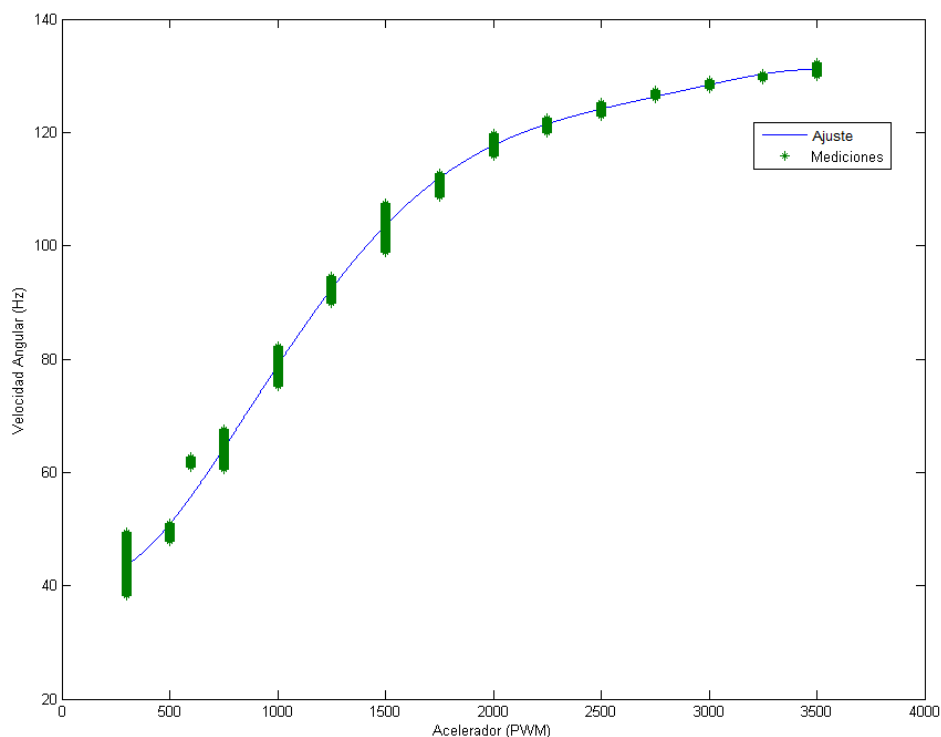
A continuación, a partir de las mediciones de la figura 7.3, se halla la respuesta estática tomada en los puntos estabilizados de la velocidad, para cada referencia de aceleración dada. Luego, se realizó un ajuste con un polinomio de grado 5, con el fin de aproximar la relación entre ambas variables de forma más precisa que en la sección 6.4, y así permitir un control más fino de la velocidad.

En la figura 7.5 se observan tanto las mediciones del ensayo de escalones junto con el polinomio de ajuste.

Se observa que con dicho grado de polinomio, el comportamiento entre ambas variables se describe satisfactoriamente.

Dado a que se obtuvo la relación entre las variables, al hallar la función inversa del ajuste, que va de velocidades a referencia del acelerador, se puede utilizar para el armado del control.

Para la otra parte del problema, una vez resuelto la no linealidad, se armó un



**Figura 7.5:** Respuesta estática de la velocidad ante las referencias del acelerador junto con su ajuste.

sistema lineal a caja gris con las mediciones realizadas aplicando la función inversa del ajuste. Esta misma, lleva las mediciones al espacio lineal.

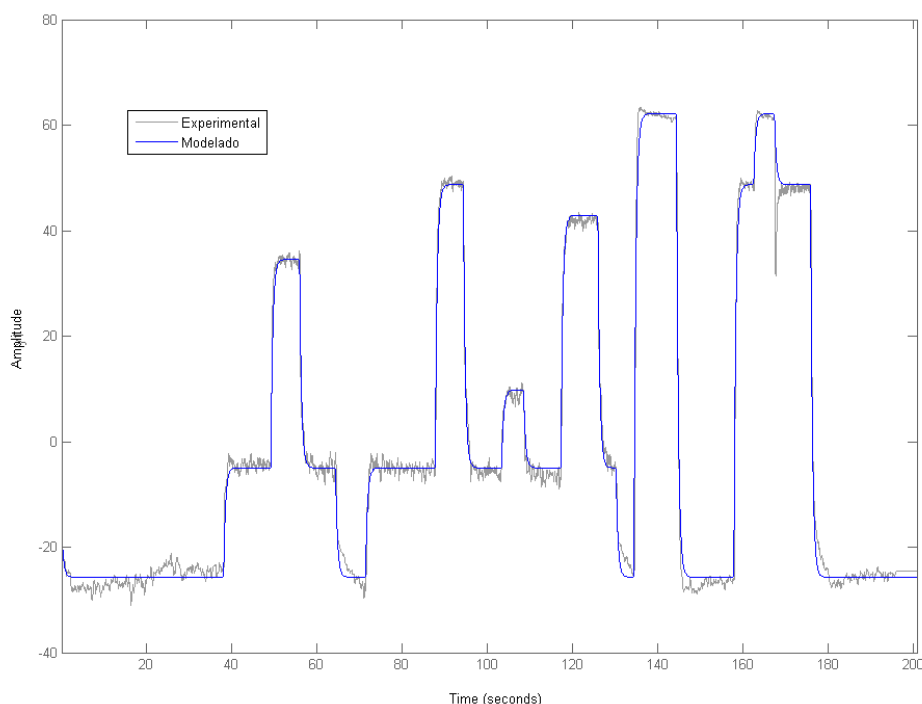
Si bien se esperaría que al tener un servomotor en serie con el motor de combustión, el problema sea de segundo orden, se pudo modelar el comportamiento de la dinámica con un sistema de primer orden, cuya ganancia es unitaria y el tiempo del sistema es similar al visto en la figura 7.2.

En la figura 7.6 se observa la respuesta del modelado junto con lo medido experimentalmente.

Puede verse que el sistema modelado replica con buena exactitud el comportamiento obtenido en las mediciones. Si bien hay unas pequeñas fluctuaciones que ocurren mientras la referencia está estática, el modelado no contempla las mismas, las cuales son producto de las eventuales explosiones fallidas de la mezcla y la baja inercia de la totalidad de las partes vinculadas al eje.

Se probó utilizar un modelado de segundo orden, pero no se encontraron mejoras en cuanto al comportamiento. Por lo que se continuó el estudio utilizando el modelado de primer orden para las pruebas futuras.

Para la identificación del sistema, además de los ensayos escalonados, se realizaron



**Figura 7.6:** Comparación del comportamiento de la identificación del sistema por caja gris, junto con las mediciones del ensayo escalonado.

ensayos aplicando una señal *Chirp* a la referencia del acelerador, los cuales debido a problemas en la captura de las mediciones, no arrojaron resultados útiles. En el apéndice F se muestran dichos ensayos.

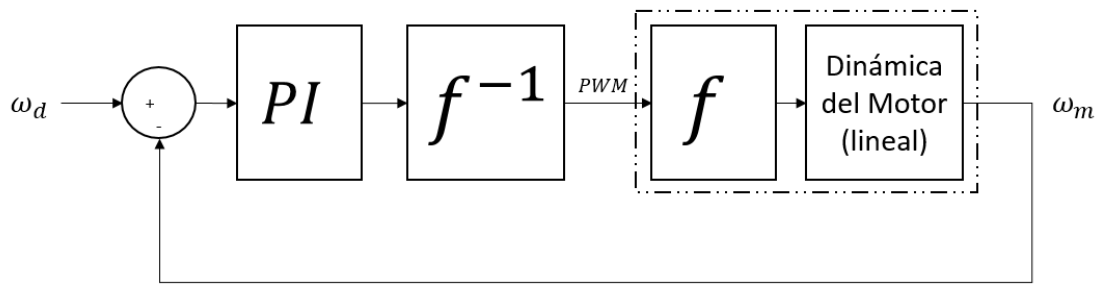
### 7.1.3. Control propuesto

Habiendo conseguido un modelado satisfactorio del motor de combustión, se buscó poder estabilizar su velocidad mediante un control realimentado por la misma. Dado a que el empuje principal depende proporcionalmente del cuadrado de la velocidad de rotación, para que el vehículo mantenga la altura, la velocidad debe mantenerse aproximadamente constante. El fin de este control, sería el de utilizarlo, en un futuro, para evitar las pérdidas de empuje al extraerle energía mediante la generación eléctrica.

Para esta parte se realizaron varios controles, entre los cuales, se destacan dos que son los descritos a continuación.

#### Diseño por PI Realimentado

En el primer caso, se planteó el simple uso de un control PI, proporcional integrador, mediante lazo cerrado de la planta motriz, sobre la velocidad medida en el efecto *Hall*. En la figura 7.7 se muestra dicho diagrama del controlador.



**Figura 7.7:** Diagrama del control realimentado a lazo cerrado simple para el motor de combustión.

El valor de entrada ahora no corresponde con la posición de la mariposa del acelerador como se venía trabajando, sino que se reemplazaría por la velocidad deseada a la salida. Se ve que para poder diseñar el controlador, es necesaria la función inversa no lineal, para que se rechace previamente la no linealidad del motor.

Utilizando control externo para compensar la planta, se buscó obtener el menor tiempo de establecimiento posible, sin comprometer la estabilidad. Las constantes que mejor compensaron el modelado fueron  $K_p = 0,46$  y  $K_i = 2,0$ , dando un tiempo de establecimiento de alrededor de los 3 segundos.

Con estos parámetros se implementó un control sobre el servomotor, y se realizó una nueva serie de mediciones. En la figura 7.8 se observa la nueva serie de mediciones.

Como se puede ver en la primer figura, al indicarle al control que se desea una velocidad más elevada, el control comienza a aumentar la apertura de la mariposa hasta que, pasado unos segundos, el promedio de las mediciones coincide con el deseado. El problema surge a causa de que la estabilización con este control, que por ser sencillo, necesitaba de alrededor de entre 3 y 5 segundos para llegar al valor deseado en algunos casos.

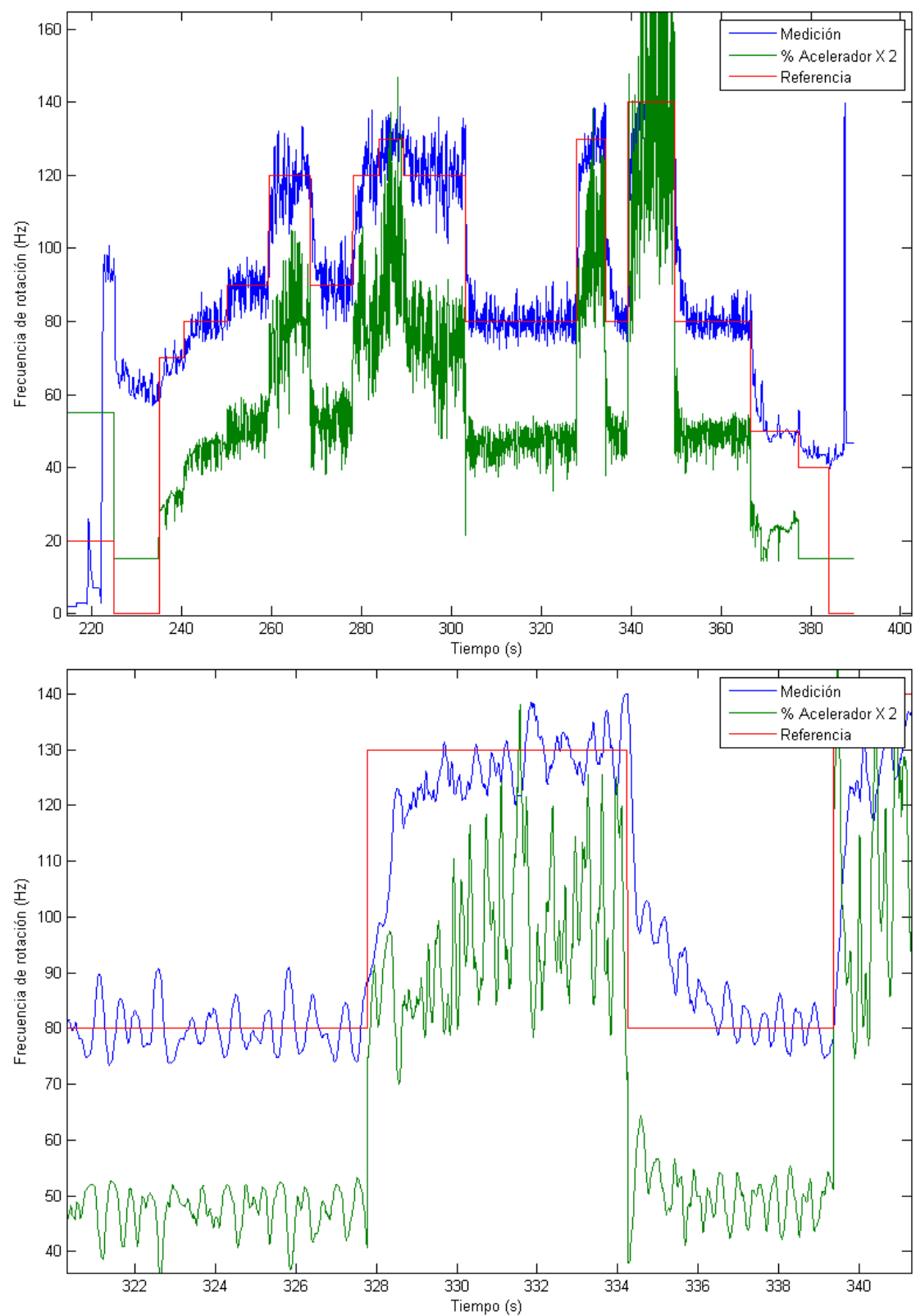
Una vez que el vehículo se encuentre en el aire, la pérdida de empuje por 3 segundos significaría en una gran disminución de la altura, y posiblemente una colisión contra el suelo.

Por otro lado, se observó que el servomotor poseía una oscilación constante una vez que se estabilizaba. Esto se ve más claramente, en la segunda imagen de la figura 7.8. En ella, se puede ver que la señal de control, la verde, se realimenta con las fallas del motor y nunca se termina de estabilizar. Estas fallas son causadas por combustiones fallidas de la mezcla, que dada la baja inercia del eje, producen una disminución espontánea de la velocidad.

Realizando un análisis en frecuencia de la señal de control producida, se realizó la figura 7.9.

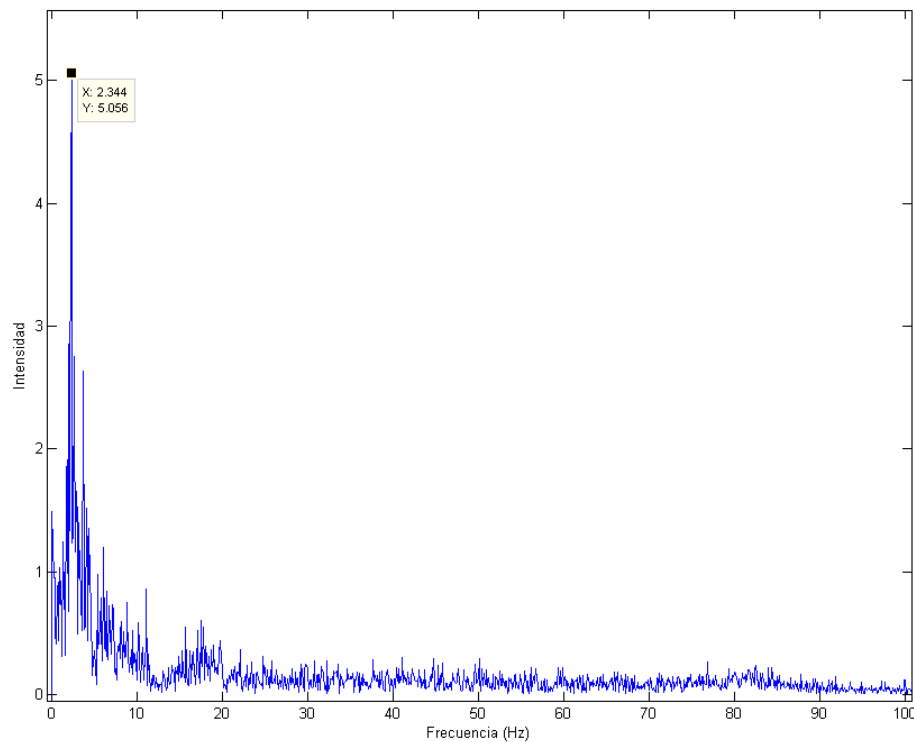
En ella se puede ver que para los momentos en los cuales el control estabilizó el





**Figura 7.8:** Ensayo del control PI simple sobre la planta motriz para diferentes puntos de operación, junto con una ampliación (debajo).

promedio de la velocidad con la deseada, se produce una oscilación de frecuencia constante de aproximadamente 2,3 Hz. Esta misma oscilación fue visible sobre la manivela de la mariposa, la cual oscilaba aproximadamente una vez cada medio segundo.



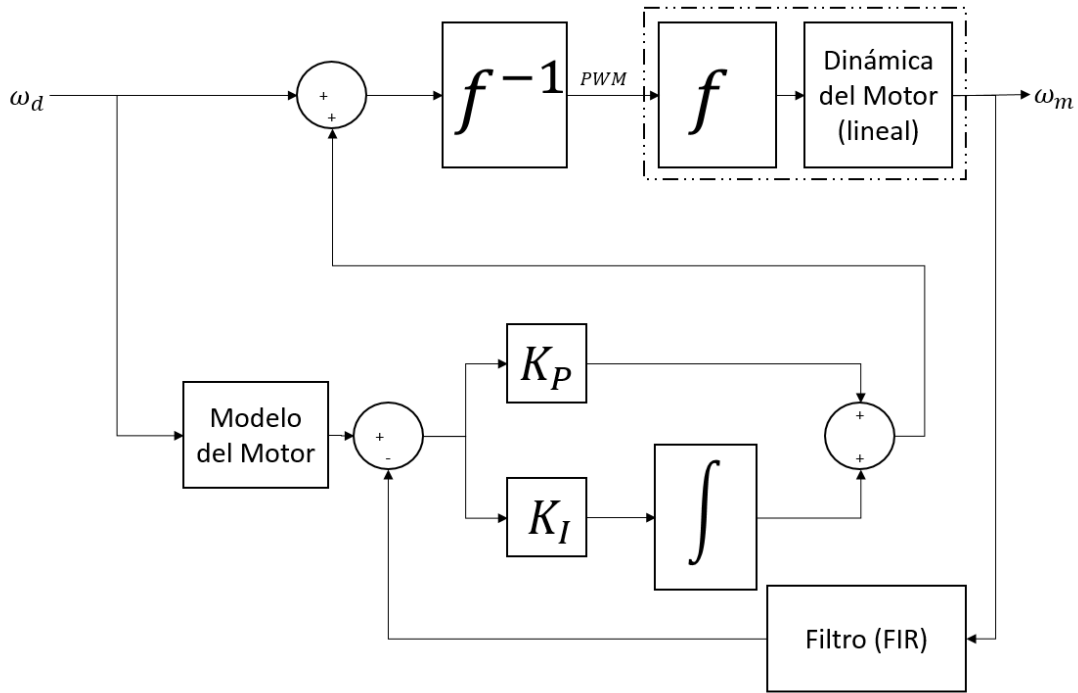
**Figura 7.9:** Barrido en frecuencia de la señal de control para el ensayo del control PI simple sobre la planta motriz.

Por estas cualidades, un control PI simple no podría utilizarse para mantener o variar el empuje de este sistema, y sería necesario un diseño más complejo que permita mejorar la respuesta.

### Diseño de Control por Seguimiento de Referencia con Estimador

Para resolver los problemas que se tuvo con el controlador anterior, se pensó cambiar la implementación por la de un control por seguimiento de referencia. En la figura 7.10 se observa el control propuesto.

Para mejorar el tiempo de establecimiento y generar un ajuste rápido del sistema, se tiene la rama superior que únicamente convierte la velocidad deseada, al valor de acelerador dado por la función inversa de la parte no lineal. Con esto, no se tiene la demora asociada al integrador, permitiendo que el tiempo de crecimiento de la velocidad provenga de las restricciones dinámicas y físicas del actuador y la planta.



**Figura 7.10:** Diagrama del control realimentado a lazo cerrado complejo para el motor de combustión.

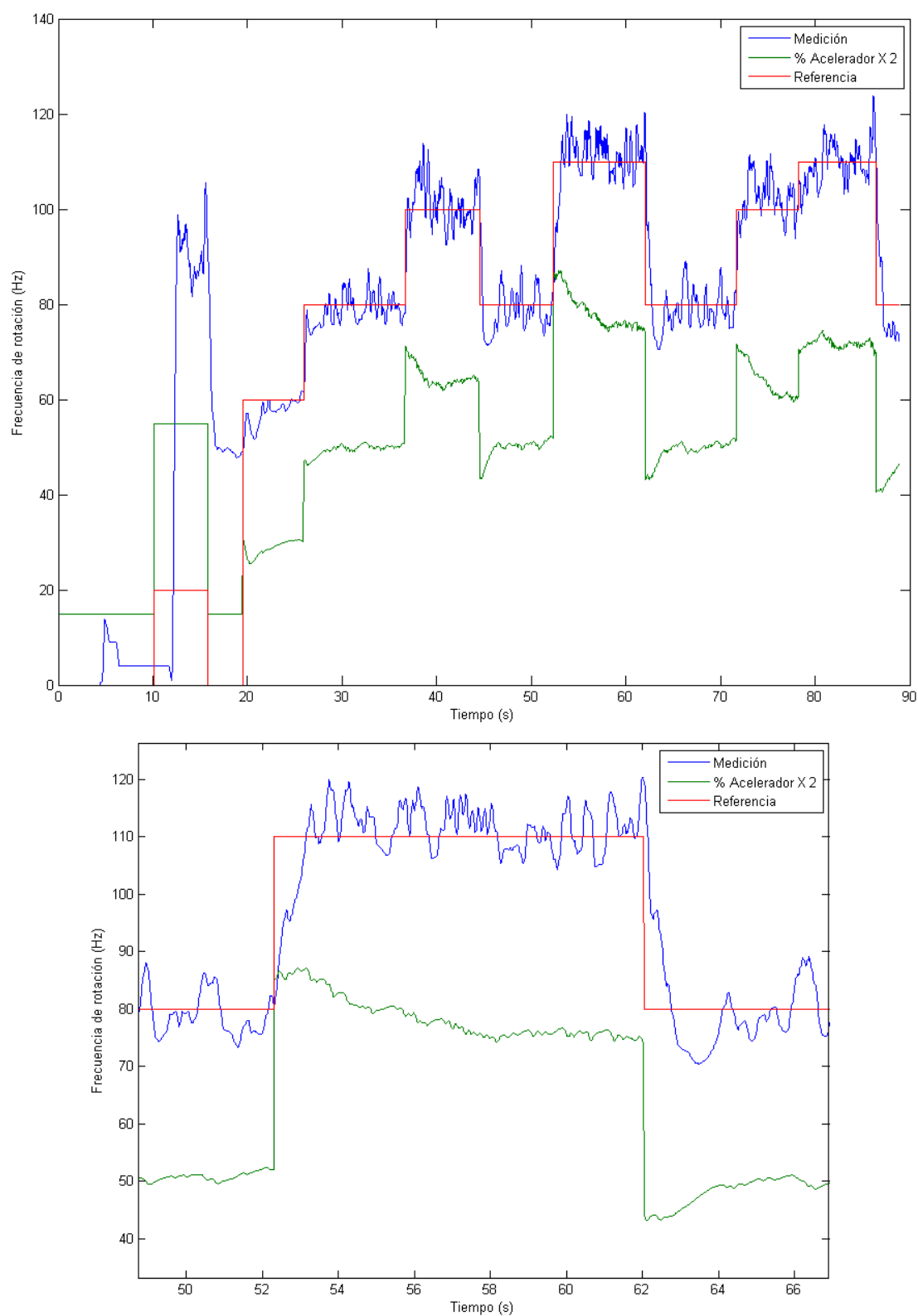
El resto del control, se encarga de corregir a largo plazo los errores y oscilaciones montadas del motor mediante el integrador, haciendo que el control no se acople en ellas como lo ocurrido en el control previo.

Esto se logra colocando un filtro en la medición de la velocidad que, junto con una estimación dada por el modelado de la sección 7.1.2, se obtiene un parámetro del error. Este error luego es usado como entrada para el control PI donde, si el valor estimado supera al real, el acelerador se incrementa aumentando las revoluciones, mientras que si el motor se encuentra más acelerado, produciendo un error negativo, el acelerador se ajusta a un régimen menor.

Dado a que la respuesta ahora está dada mayoritariamente por el lazo directo de la parte superior del diagrama 7.10, se podía elegir un valor de ganancia  $K_p$  bajo para que el integrador corrija los errores de velocidad a largo plazo. Este integrador además, poseía corrección anti *Wind-Up* para mejorar el tiempo de establecimiento en caso de saturación. Nuevamente se utilizó un diseño por control externo, fijando los parámetros en un valor de  $K_p = 0,1$  y  $K_i = 0,5$ .

Se realizó un nuevo ensayo para probar el control, el cual se muestra en la figura 7.11.

Lo primero que se puede notar de los resultados, es que al impartirle una mayor velocidad por referencia, el lazo superior del control genera un pico sobre el acelerador que permite que el motor se acelere más rápidamente al valor deseado. Luego de pasados



**Figura 7.11:** Ensayo del control complejo sobre la planta motriz para diferentes puntos de operación, junto con una ampliación (debajo).

unos breves instantes, la segunda parte del control comienza a tener peso, haciendo que la señal del acelerador disminuya gradualmente en función del error entre la velocidad

y la estimación. Sin embargo, puede verse que el promedio de las mediciones coinciden rápidamente al valor deseado.

Mirando la zona ampliada, también se observa que los tiempos de estabilización mejoraron al pasar de al menos 3 s a aproximadamente 1 s, donde ya se estaría hablando del límite de la dinámica del servomotor y del motor de combustión acoplado.

Este control podría utilizarse en el manejo automático del empuje, indicando la velocidad necesaria en función de las curvas de fuerza de las hélices.

También puede verse que las oscilaciones que antes se veían alrededor de los 2 Hz en la señal de control, ahora desaparecieron. Esto es principalmente por dos razones: la primera es por el uso de un filtro sobre las mediciones de velocidad, mientras que la segunda es a causa de que como ahora la respuesta rápida no depende principalmente del PI, el integrador era lo suficientemente lento como para absorber las oscilaciones sin transmitir las hacia el servomotor.

Si bien este control no fue utilizado en el prototipo final, su implementación permitió estudiar las dificultades de controlar este tipo de motor, aún en los casos más simples como en el cual se ensayó: sin la extracción de energía eléctrica.

## 7.2. Control de las Rotaciones del Vehículo

Para finalizar con el proyecto, se realizó el diseño de un control básico sobre los ejes del vehículo con el fin de realizar un breve vuelo de prueba. Es por ello, que el ajuste fino del control quedó fuera del alcance de esta tesis, por lo tanto se describirá brevemente el diseño del control sin entrar en mayores detalles.

La manera de afrontar la inestabilidad de la aeronave fue la de estudiar la dinámica de cada eje por separado. Esto fue posible a causa de la sencilla geometría del vehículo.

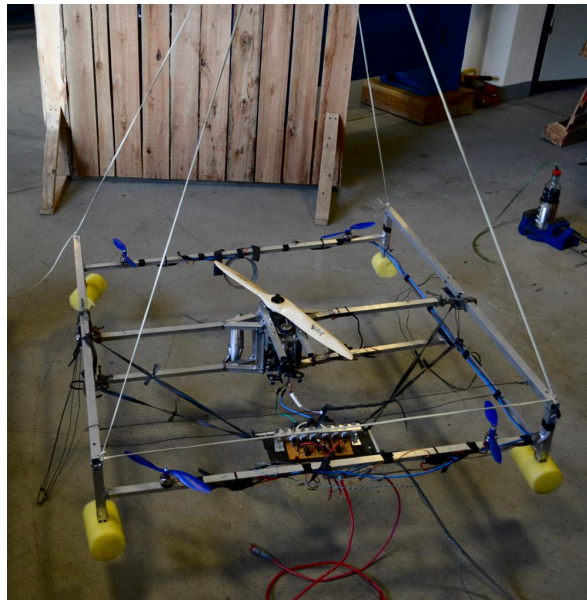
A pesar de que la disposición de los componentes no fue completamente simétrica respecto a los momentos de inercia, dos de los ejes - más precisamente el X e Y - se pudieron ensayar de forma semejante. En cambio en el eje restante, el de la rotación de Yaw, no solo la geometría se diferenciaba del resto de los ejes, sino que al tener el problema del momento del motor asociado, la solución sería distinta.

Por experiencias en el uso de esos motores eléctricos de control, se planteó que el tiempo de respuesta de los mismos rondó los  $\tau_m = 0,1$  s. Este valor, fue utilizado en la identificación en los tres ejes y su posterior control.

Para la metodología de los ensayos, a pesar de haberse diseñado un control de velocidad satisfactorio para el motor de combustión, como lo mostrado en la sección 7.1, el régimen del mismo se daría directa y proporcionalmente mediante el acelerador del Joystick.

### 7.2.1. Identificación y Control sobre el el eje Z

Con el fin de reducir las fuerzas externas propias del ensayo, la metodología experimental consistió en sujetar al vehículo mediante tensores a cada vértice, como se ve en la figuras 5.27 y 7.12.



**Figura 7.12:** Disposición de la aeronave para realizar la identificación en el eje Z.

De esta forma, la única interacción del vehículo con el laboratorio fue en el punto donde se cruzaban los tensores, permitiendo una mayor libertad de movimiento a la aeronave.

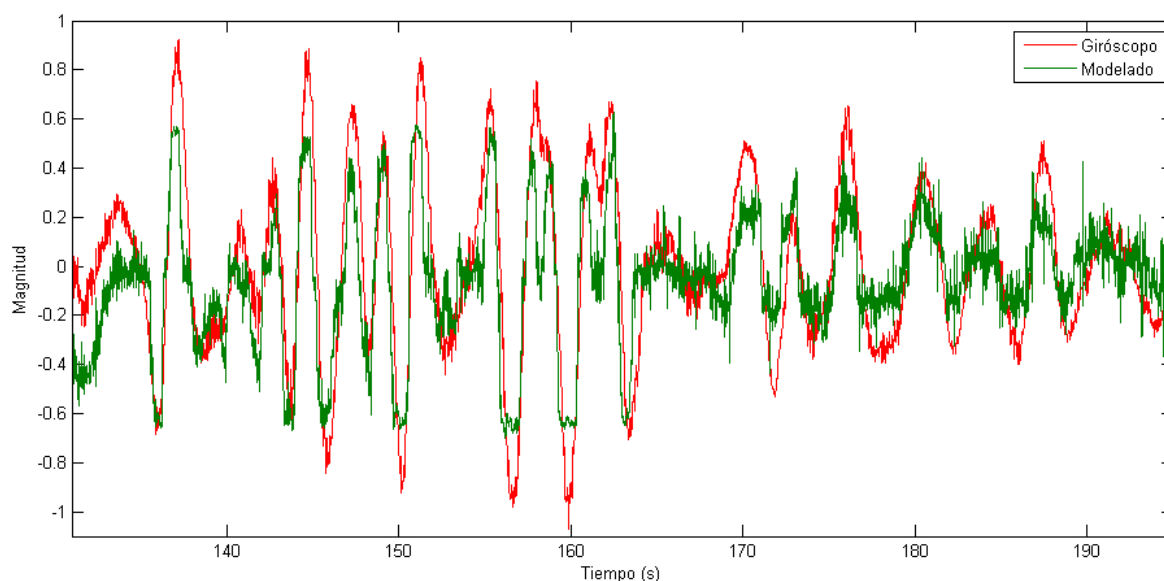
Como se detalló en la sección 5.6, la compensación del torque del motor principal estuvo dada por la inclinación de los motores eléctricos. Estos motores, se inclinaron de tal forma de compensar el momento del motor en el punto nominal, pero dejando un rango disponible para generar más, o menos, torque de compensación. Una vez en dicho valor, se probaron dos formas para rotar al vehículo.

La primera fue que, al tener un par de motores con mayor inclinación que el otro, incrementando la velocidad de los primeros mientras se le reduce a los segundos, el momento resulta mayor. Por lo contrario, si la velocidad de los motores menos inclinados se aumenta a cuentas de reducirla en el otro par, el momento disminuye. Si en el punto nominal los cuatro motores se encuentran a la misma velocidad, variando la velocidad de a pares, se puede generar el momento necesario para controlar el Yaw. En la realidad, se experimentó esta alternativa pero sin embargo, la potencia diferencial no fue suficiente para una acción de control satisfactoria.

La segunda forma, fue variar la potencia sobre los cuatro motores eléctricos al mismo tiempo. En este caso, se obtuvo que ante un incremento de la velocidad, ambos pares contribuyeron a generar más torque, alcanzando una compensación más alta que

con el otro método. Es por ello, que se terminó utilizando esta forma para corregir y controlar dicho eje.

Para identificar el sistema, se le aplicó y varió una referencia mediante el Joystick inalámbrico, a la tensión eléctrica de los motores eléctricos. Durante el ensayo, se registraron las mediciones del giróscopo para luego realizar una identificación paramétrica mediante la frecuencia del motor y la tensión. En la figura 7.13 se observan las mediciones del experimento junto con el ajuste del modelo.



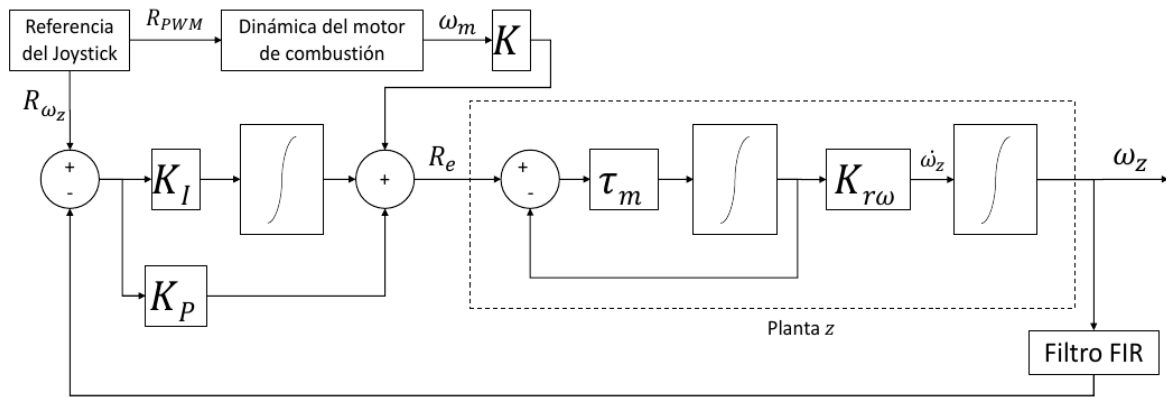
**Figura 7.13:** Mediciones del giróscopo y el modelado del sistema del eje Z, en función del tiempo.

Se observa que el ajuste del modelo se aproxima satisfactoriamente a los valores obtenidos en el experimento. Si bien hay momentos en los cuales el modelado pareciera saturar su señal, la forma de la misma está en sincronía con lo medido. Para comprobar el grado de acierto del modelado, se buscó el error cuadrático entre ambas señales, encontrando que el error fue menor al 22 %. Como es sabido, la obtención de un modelado satisfactorio, permite diseñar un control basado en un comportamiento más real al de la planta.

Habiendo realizado la identificación, y encontrando la ganancia  $K_{r\omega}$  de referencia a aceleración angular, se propuso un control para el eje el cual es el mostrado en la figura 7.14.

El control lineal sobre este eje consta de dos partes. Por un lado, se utilizó una compensación directa del momento producido por el motor de combustión con una función lineal proporcional a la velocidad del motor. Dicha constante de proporcionalidad  $K$ , se ajustó experimentalmente mediante una calibración hasta obtener un rango de velocidades en el cual la suma de momentos es aproximadamente nula.

Por otro lado, la tensión de los motores eléctricos tiene una realimentación dada por

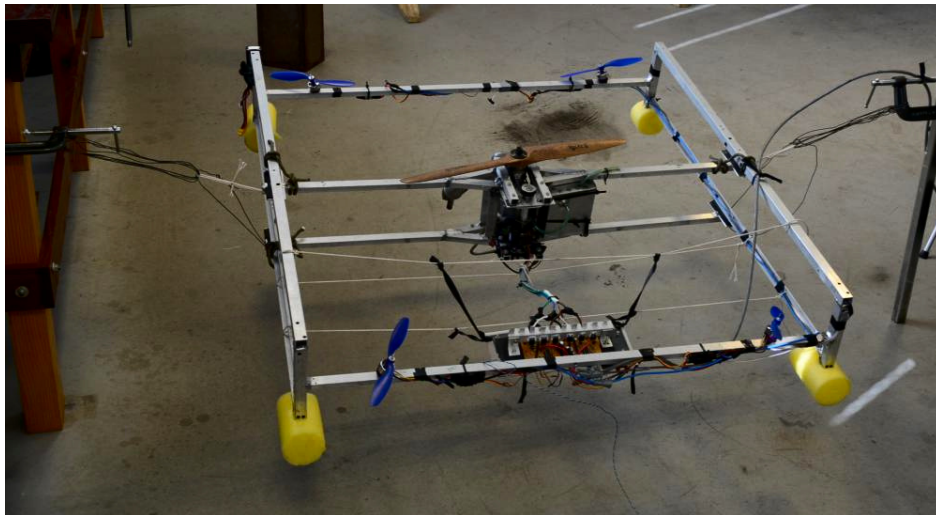


**Figura 7.14:** Diagrama de bloques del control propuesto para el eje Z.

el error entre en la la velocidad de giro filtrada del eje Z, y la referencia de velocidad que se impone con el Joystick. Este error luego es la entrada del PI dado por las constantes de diseño  $K_I$  y  $K_P$ . Finalmente, ambas acciones de control son sumadas para determinar la tensión de los motores eléctricos.

### 7.2.2. Identificación y Control en los Ejes X e Y

Dada la geometría cuadrada del vehículo, la dinámica de los ejes X e Y fueron muy similares. Para cada eje, se realizó una identificación colgando el vehículo mediante dos tensores laterales sobre la mitad de su ancho. En la figura 7.15 se muestra la disposición empleada.

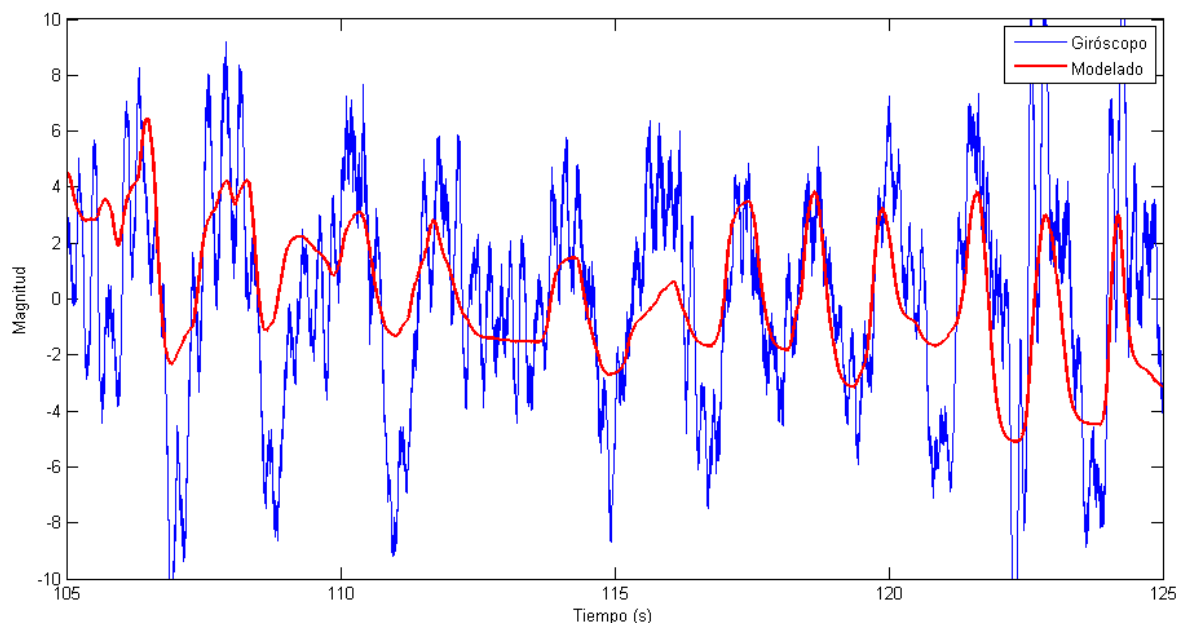


**Figura 7.15:** Disposición de la aeronave para realizar la identificación en el eje Y.

El uso de estos tensores permitían la totalidad de libertad para la rotación a estudiar, mientras que en el resto de los movimientos se ofrecía mayor resistencia.



Con el Joystick se realizaron variaciones de la referencia sobre los motores eléctricos, para tratar de obtener la relación entre la referencia de tensión y la aceleración angular en ese eje. El resultado para el eje Y son los que se muestran en la figura 7.16.



**Figura 7.16:** Mediciones del giróscopo y el modelado del sistema del eje Y, en función del tiempo.

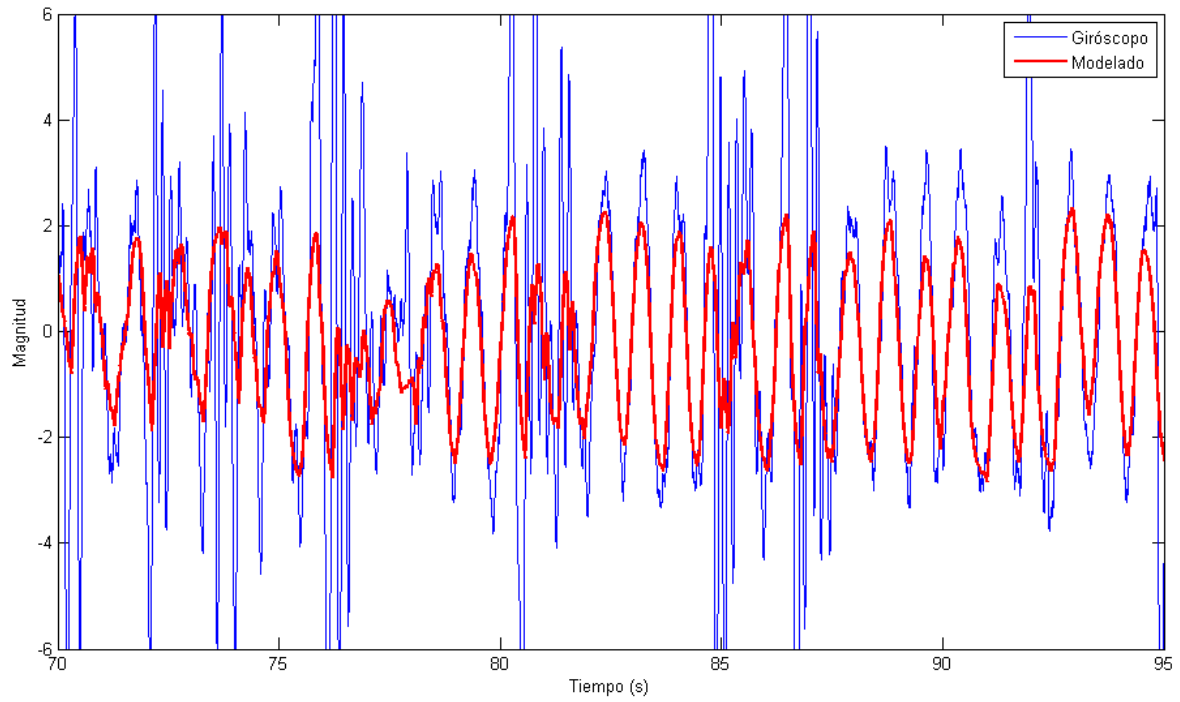
En el modelado, el ajuste paramétrico consistió en imponer una constante junto con la tensión filtrada y la frecuencia del motor. A pesar que el ajuste obtenido no puede recrear las dinámicas de mayor frecuencia sobre el giro, este modelado fue suficiente como para diseñar un control lineal que permitiera estabilizar al vehículo en una referencia de velocidad.

El problema que se tuvo y que impidió obtener un mejor modelo fue que las características experimentales, como la vinculación de la aeronave mediante los tensores, introdujeron perturbaciones a la dinámica del vehículo que luego, al estar volando, no existirían.

A pesar de esto, un modelado precario como el obtenido permitió realizar un control básico para los primeros ensayos de elevación y luego, a medida que se realizaron ensayos con el vehículo en el aire, las perturbaciones del método experimental desaparecieron. En la figura 7.17 se muestra el modelado del giróscopo en el eje X en un ensayo con el vehículo volando.

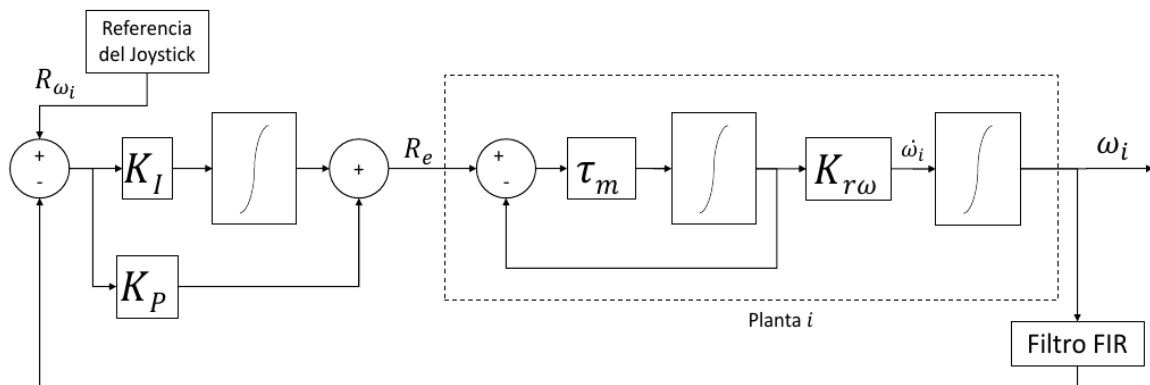
Puede verse que al ensayar con el vehículo libre, las perturbaciones del anclaje ya no influyen en la dinámica medida y que por ende, el ajuste recrea con mayor exactitud la respuesta real del vehículo. Esto permite mejorar iterativamente el modelo de la identificación y con ello, el control.

El control propuesto en cada eje lateral, es el mostrado en la figura 7.18.



**Figura 7.17:** Mediciones del giróscopo y el modelado del sistema en el eje X para un ensayo volando, en función del tiempo.

El control es similar al utilizado en el eje Z con la excepción de que no se tiene el lazo directo de compensación debido al momento del motor de combustión. El mismo es un control lineal que mediante el Joystick, impone una referencia de velocidad. Con esta señal y la de la velocidad de giro filtrada, se obtiene el error usado como entrada al PI. Este PI, nuevamente, se diseña utilizando las constantes del modelado de la planta que se obtuvieron de la identificación.



**Figura 7.18:** Diagrama de bloques del control propuesto para los ejes laterales X e Y.

Este control luego fue complejizándose, incluyendo tanto entradas de inclinación como de velocidad. Sin embargo, el desarrollo de dicho control se escapa al alcance de este proyecto.

### 7.3. Ensayo de Vuelo

Una vez que se realizaron ensayos de vuelo reiteradamente dentro del laboratorio y se estuvo seguro de que no se ocasionaría ningún accidente, el vehículo fue probado en el exterior.

En la figura 7.19 se observa un cuadro de aquel vuelo.



**Figura 7.19:** Bachicóptero™ escapando hacia la libertad.

Si bien los objetivos para este trabajo fueron completados, otro prototipo mejorado con lo obtenido se creará para cumplir con las metas del vehículo final; y como bien se dijo alguna vez, un diseño no está finalizado hasta que alguien lo esté usando (*“A design isn’t finished until somebody is using it”* – Brenda Laurel).



# Capítulo 8

## Conclusiones

*“Life is the art of drawing sufficient conclusions from insufficient premises”*

— Samuel Butler, 1670

### 8.1. Resumen

En este proyecto se diseñó, construyó y voló un primer prototipo de Vehículo Aéreo No Tripulado (o VANT) cuyo objetivo fue el de realizar inspecciones en lugares poco accesibles, y que supere el tiempo promedio de vuelo de las aeronaves semejantes en el mercado.

Se estudiaron las diferentes alternativas de VANTs que se utilizan hoy en día y de allí se extrajo las ideas o componentes que podrían brindar un beneficio al objetivo.

Se realizó la ingeniería básica del vehículo, adquirieron y caracterizaron los componentes por separado, y se determinó el punto de operación. Con ello, se realizó una integración completa de ellos según los resultados obtenidos de funcionamiento.

Si bien el concepto propuesto en el proyecto fue satisfactorio, a medida que se realizó el trabajo de la implementación, en el cual se fueron resolviendo los problemas inherentes a la práctica que iban apareciendo, se pudo apreciar la verdadera complejidad del problema planteado.

Con el transcurso de la caracterización, se obtuvieron datos experimentales y el comportamientos de las partes tanto para una aeronave de este tipo como para el conjunto de generación híbrida, donde este último no ha aparecido en la bibliografía. El uso de estos datos permitirían la construcción de un modelo de simulación para futuros prototipos, tanto de vehículos de estas características como de sistemas de control.

## 8.2. Propuestas

Si bien la estructura implementada se la diseñó para poder afrontar una dinámica desconocida y estudiar la propuesta del proyecto, las cuales cumplió satisfactoriamente, el peso final del vehículo fue un 30 % más que el planteado originalmente, disminuyendo notablemente el rango de empuje disponible para su operación.

A pesar de que para un primer prototipo es lo esperable, se buscaría rediseñar la geometría para disminuir su tamaño y cambiar los materiales utilizados por otros más ligeros como la fibra de carbono.

Para operar en un régimen más cercano al del torque máximo del motor de combustión, se deberá reemplazar la hélice por otra de menor paso a las 4", manteniendo el diámetro de la misma entre 20" y 22".

Para reducir las vibraciones que los bornes del generador transmitían hacia la placa donde la electrónica estaba montada, se debería separar la electrónica de control de la de rectificación, colocando cada grupo sobre su respectiva amortiguación.

En el vehículo construido, la alimentación de la electrónica de control estaba separada de la generada, por lo que se podría implementar la unificación de ambas para evitar que el tiempo de vuelo dependa exclusivamente de la carga de la batería.

Con el fin de que la tensión generada disminuya su variación a causa del ciclo termodinámico, como se vio en la sección 6.5, se podrían realizar dos soluciones. Por un lado, la de implementar un acumulador o capacitor que promedie la tensión a la salida, mientras que por otro lado, otorgarle al eje del motor una mayor inercia. Este último si bien mantendría la velocidad más pareja, el tiempo de respuesta y el peso del vehículo crecerían.

## 8.3. Trabajos futuros

Caracterización de la curva de torque del motor para encontrar el punto de operación óptimo.

Realizar un análisis más exhaustivo sobre el uso de alas, definiendo los posibles puntos de vuelo y adecuar el perfil para que los cumpla.

Implementar sobre la estructura los perfiles alares.

Realizar un control más minucioso que permita no solo mejorar la estabilidad de la aeronave, sino también que se pueda realizar el cambio de vuelo de vertical a horizontal.

El estudio e implementación de una hélice de paso variable para un vehículo ya más complejo, la cual permitiría ajustar la velocidad de escape del aire según el modo de vuelo y operar con torque máximo en mayor cantidad de situaciones.

# Apéndice A

## Comparativa entre Litio y Nafta

Tomando como ejemplo uno de los combustibles fósiles más utilizados, la nafta, se buscó comparar la capacidad de trabajo por peso de éste respecto al de las baterías utilizadas en el mercado.

Los valores de densidad y cantidad energética por volumen de la nafta son 0,68 Kg/l y 32 MJ/l [25], respectivamente. Dado a que 1 KWh = 3,6 MJ, este último equivale a 8,9 KWh/l.

Ésta sería la energía que se obtendría en el caso de que el combustible, se utilizara para calefaccionar con su combustión. Sin embargo, debido a restricciones de eficiencia que el ciclo *Otto* tiene en los motores de combustión, la cantidad de trabajo útil que se le puede extraer a este combustible es de alrededor del 25 %, por lo que la capacidad de trabajo por peso para la nafta es

$$W_N = \frac{0,25 \cdot 8,9 \text{ KWh/l}}{0,68 \text{ Kg/l}} = 3268 \text{ Wh/Kg}.$$

Para el caso del litio, la capacidad energética que cada celda tiene se ha incrementado al cabo del tiempo. Valores normales para hoy en día suelen ir desde los 140 Wh/Kg en el *Nissan Leaf* [26], pasando por los 250 Wh/Kg de los celulares hasta los 400 Wh/Kg en nuevas baterías [27].

Tomando un promedio alrededor de los 220 Wh/Kg, se observa ya que el valor es significativamente menor al obtenido para la nafta, pero además, hay que tener en cuenta las pérdidas e inconvenientes en el uso de una fuente eléctrica.

Si bien los motores eléctricos tienen una eficiencia muy alta relativa a los motores de combustión, cercana a  $\eta = 0,9$ , el ciclado que tiene una batería de litio tiene el impedimento de que su vida útil se reduce drásticamente si toda la energía es utilizada. Es por ello que éstas, solo podrían aportar un 70 % de la capacidad útil para que su vida no se reduzca al par de centenares de ciclos.

Ajustando la capacidad de trabajo por peso, se obtiene que

$$W_L = 0,9 \cdot 0,7 \cdot 220 \text{ Wh/l} = 139 \text{ Wh/Kg}$$

el cual colocándolo relativo al obtenido con la nafta es

$$Inx = \frac{W_N}{W_L} = \frac{3268}{139} = 23,5$$

un valor casi 24 veces más chico que el que puede brindar el combustible fósil.

Dado que se trata de un vehículo aéreo, el peso que tiene que acarrear es uno de los parámetros a optimizar, con lo que se busca aumentar la energía almacenada a medida que se disminuye el peso.



## Apéndice B

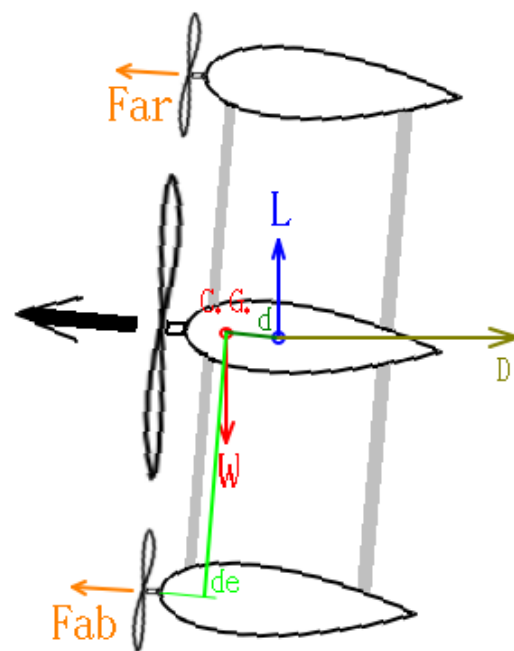
### Funcionamiento en vuelo horizontal

Una vez que el vehículo se encuentra volando horizontalmente, la fuerza de empuje de las alas comienzan a tener mayor importancia en la dinámica de vuelo. En la figura B.1 se observa un simple diagrama lateral de las fuerzas interactuantes durante el vuelo horizontal con un ángulo de ataque positivo. Por ser un perfil simétrico el que se propuso a utilizar, va a ser necesario tener un ángulo de ataque positivo en todo momento. De lo contrario, ninguna fuerza de empuje se generará en las alas y el vehículo se precipitará al suelo.

Como en todo cuerpo, los movimientos del mismo pueden describirse mediante una traslación junto con una rotación sobre

el centro de masa. En este vehículo, y con el fin de que en el vuelo vertical el mismo pueda ser sustentado desde la hélice principal sin trasladarse, el centro de masa necesariamente debe estar sobre el eje de la hélice principal. Ésto se hace mediante la distribución y balanceo del peso sobre el vehículo.

Con las nuevas fuerzas que las alas producen, se busca análogamente una fuerza equivalente que reproduzca el efecto total. Esta fuerza determina el centro aerodinámico



**Figura B.1:** Diagrama de fuerzas del vehículo bajo el modo de vuelo horizontal.

de las fuerzas de empuje.

La sumatoria de fuerzas en el eje vertical resulta trivial; una pequeña parte de las fuerzas  $F_{ab}$ ,  $F_{ar}$  y  $F_m$  dadas por las hélices, junto con el empuje  $L$  dado por las alas, sustenta la totalidad del peso  $W$  del vehículo.

$$\sum F_x = m \ddot{x} = (F_m + F_{ab} + F_{ar}) \cdot \sin(\alpha) + L - m g$$

Sobre el otro eje de movimiento, la proyección de las fuerzas de las hélices a su vez equiparan a las fuerzas de resistencia al movimiento  $D$ , o *Drag*, cuando el vehículo no se acelera. De lo contrario, la misma resulta en una aceleración en el dicho eje.

$$\sum F_y = m \ddot{y} = (F_m + F_{ab} + F_{ar}) \cdot \cos(\alpha) - D$$

Sin embargo, para la sumatoria de momentos es necesario tener cierto cuidado en el diseño. Ésta misma descrita según la disposición de fuerzas de la imagen B.1, resulta

$$\sum \tau_z = (F_{ar} - F_{ab}) \cdot d_e + (L \cdot \cos(\alpha) + D \cdot \sin(\alpha)) \cdot d = J \dot{\omega}$$

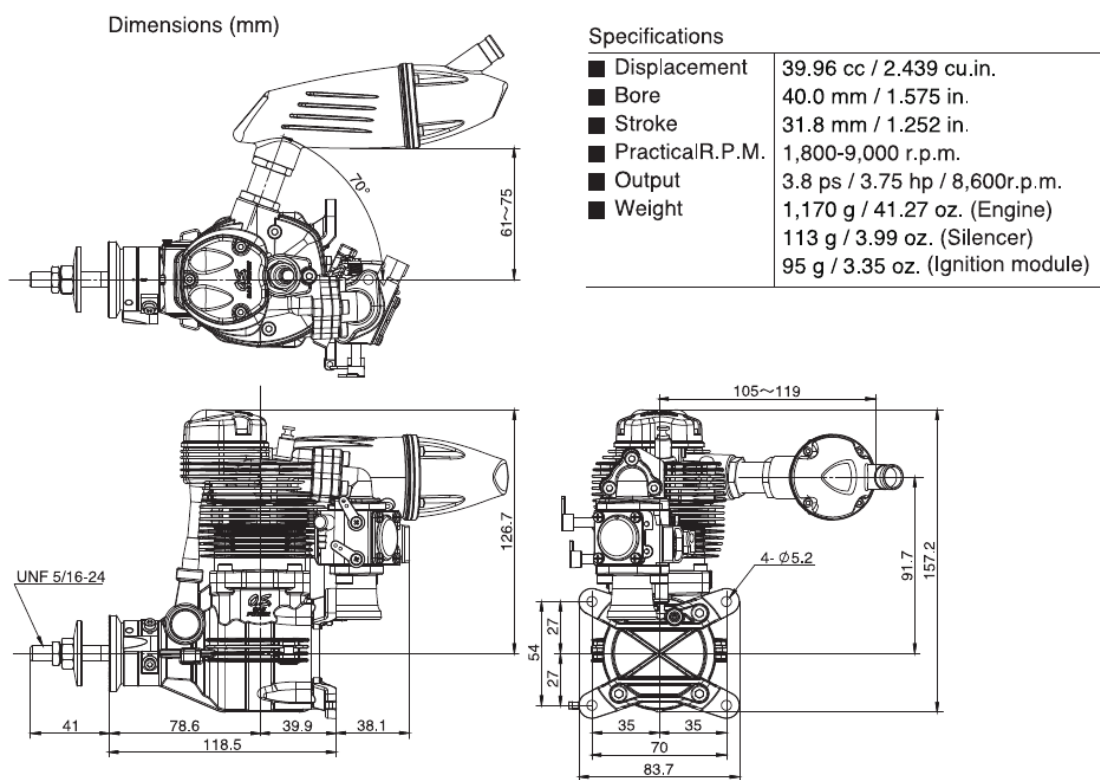
donde  $F_{ar}$  son las fuerzas de los motores eléctricos superiores,  $F_{ab}$  las fuerzas de los inferiores,  $\alpha$  es el ángulo de ataque,  $d_e$  es la palanca desde el centro de masa a los motores eléctricos y  $d$  es la distancia entre el centro de masa y el centro aerodinámico.

El problema ocurre cuando  $d$  es negativo. En este caso, se tiene un diseño inestable [28]. El empuje de las alas incrementa el ángulo de ataque, lo que acarrea un aumento sucesivo en el empuje. Si no se genera una corrección mediante algún sistema de control, la velocidad relativa disminuye a causa de las mayores fuerzas de resistencia y el ángulo de ataque aumenta hasta que se genera el efecto de “*Stall*”, o la pérdida del flujo del aire sobre el ala.

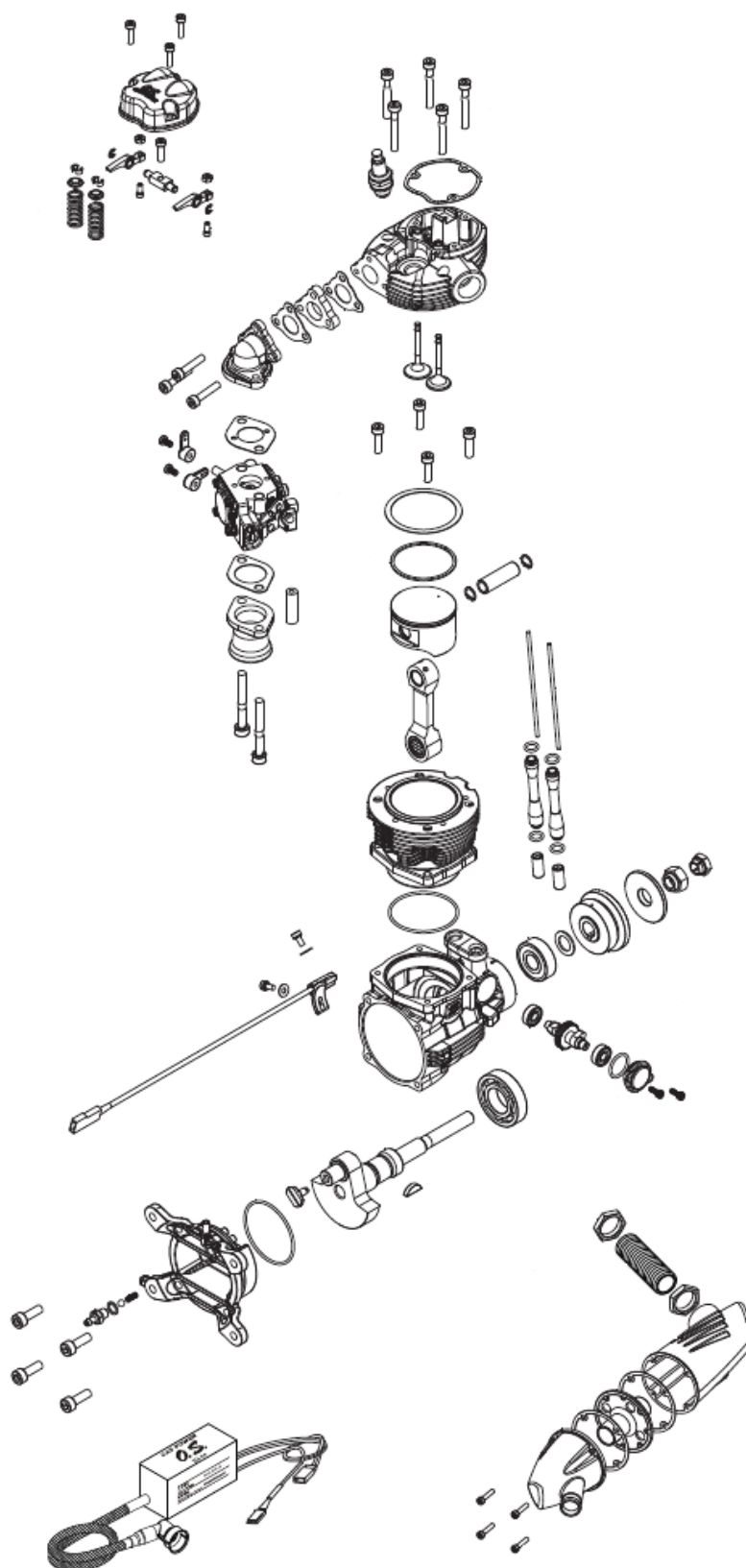
Para el último giro hay dos alternativas posibles. La primera consiste en generar un momento a través del aumento de la velocidad del par de motores eléctricos del lado contrario al giro, mientras se disminuye la velocidad de los restante. La segunda consiste en generar un momento que rote al vehículo sobre el eje de la hélice principal. De esta forma, las alas tienen una componente paralela al suelo, lo cual permite el giro de la aeronave. Este último método es el que utilizan los aviones para cambiar su dirección de curso.

# Apéndice C

## Especificaciones del Motor



**Figura C.1:** Especificaciones del motor OS GF-40



**Figura C.2:** Despiece del motor OS GF-40

# Apéndice D

## Factores de servicio para correa

CONDICIONES DE OPERACIÓN	
Por cada rueda loca	Sume 0.2
Por 10 a 16 horas de servicio	Sume 0.2
Por 16 a 24 horas de servicio	Sume 0.3

SÓLO CORREAS DE 14 mm y 20 mm	
Hasta 200 RPM	Sume 0.3
201 a 400 RPM	Sume 0.2
401 a 600 RPM	Sume 0.1

### TRANSMISIONES DE ACELERACIÓN

Para transmisiones de aceleración, añada al factor básico de servicio el factor adicional mostrado abajo.

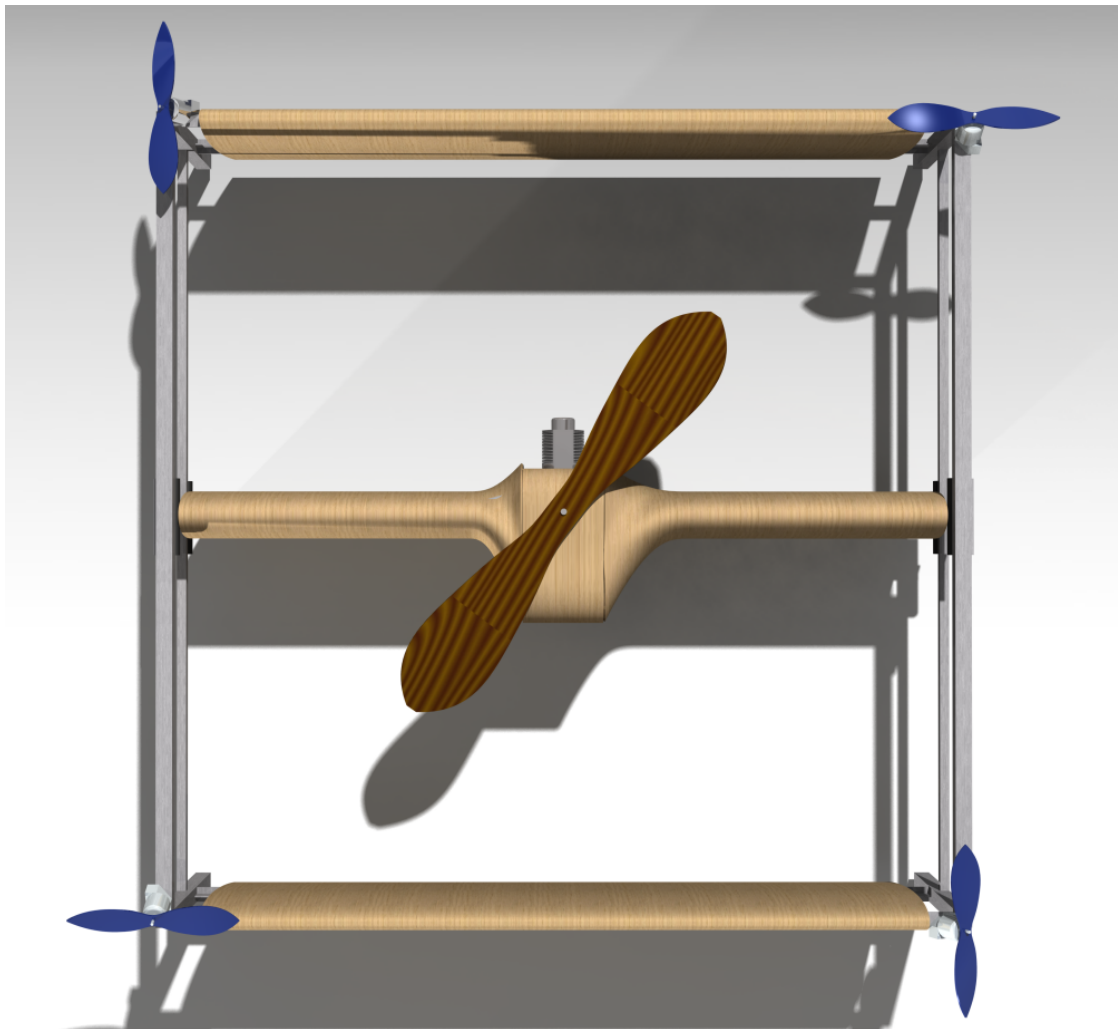
Relación de Rango de Aceleración	Factor Adicional
1 a 1.24	ninguno
1.25 a 1.74	.10
1.75 a 2.49	.20
2.50 a 3.49	.30
3.50 o más	.40

Los factores de servicio adicionales se requieren para condiciones poco usuales tales como inversión de carga, carga pesada, freno eléctrico. Estos deben ser determinados por un especialista en transmisión

<b>TIPO</b>		<b>FACTOR</b>
Agitadores, batidores (Pala o propulsor)	Líquido	1.6
	Semilíquido	1.7
Maquinaria de panadería	Batidoras de masa	1.6
Maquinaria para ladrillos y barro	Taladros, batidoras y granuladores amasaderas	1.7
		2.0
Centrifugadoras		1.9
Compresores	Recíprocos centrífugos	2.2
		1.7
Transportadores	Banda, carga ligera; banda para horno; mineral, carbón, apron cangilón, espiral, helicoidal	1.5
		1.7
		1.8
Ventiladores, Sopladores	Centrífugos, propulsor, ventiladores para minas, sopladores positivos	1.8
		2.0
Generadores y excitadores		1.8
Molinos para de martillos		1.9
Grúas, elevadores		1.8
Maquinaria para lavanderías	General Extractores, lavadoras	1.6
		1.8
Eje de línea		1.7
Máquinas herramientas	Taladros, tornos máquinas de tornillo, esme- ril fresadoras, cepillos, troque- les	1.6
		1.7
		1.7
Molinos	Bola, varilla, granulo, etc.	2.2
Maquinaria para papel	Agitadores, calandrias, secadoras, desfibradoras, bombas nash	1.6
		1.9
Maquinaria para imprentas	Imprentas, periódicos, rotativas, planas, revista; máquinas de linotipo, cortadoras, plegadoras	1.6
Bombas	Centrífugas, engranes rotarias, tubular, reciprocas	1.7
		2.2
Maquinarias para plantas de hule		1.8
Maquinarias para aserraderos		1.8
Cribas	Vibradoras, (agitadoras) tambor, cóni- co	1.7
		1.5
Maquinaria textil	Telares, hilanderías, carretes, urdimbre	1.8
		1.7
Maquinaria para trabajos en madera	Tornos, sierras sinfín, sierras circulares, cepillos	1.4
		1.6

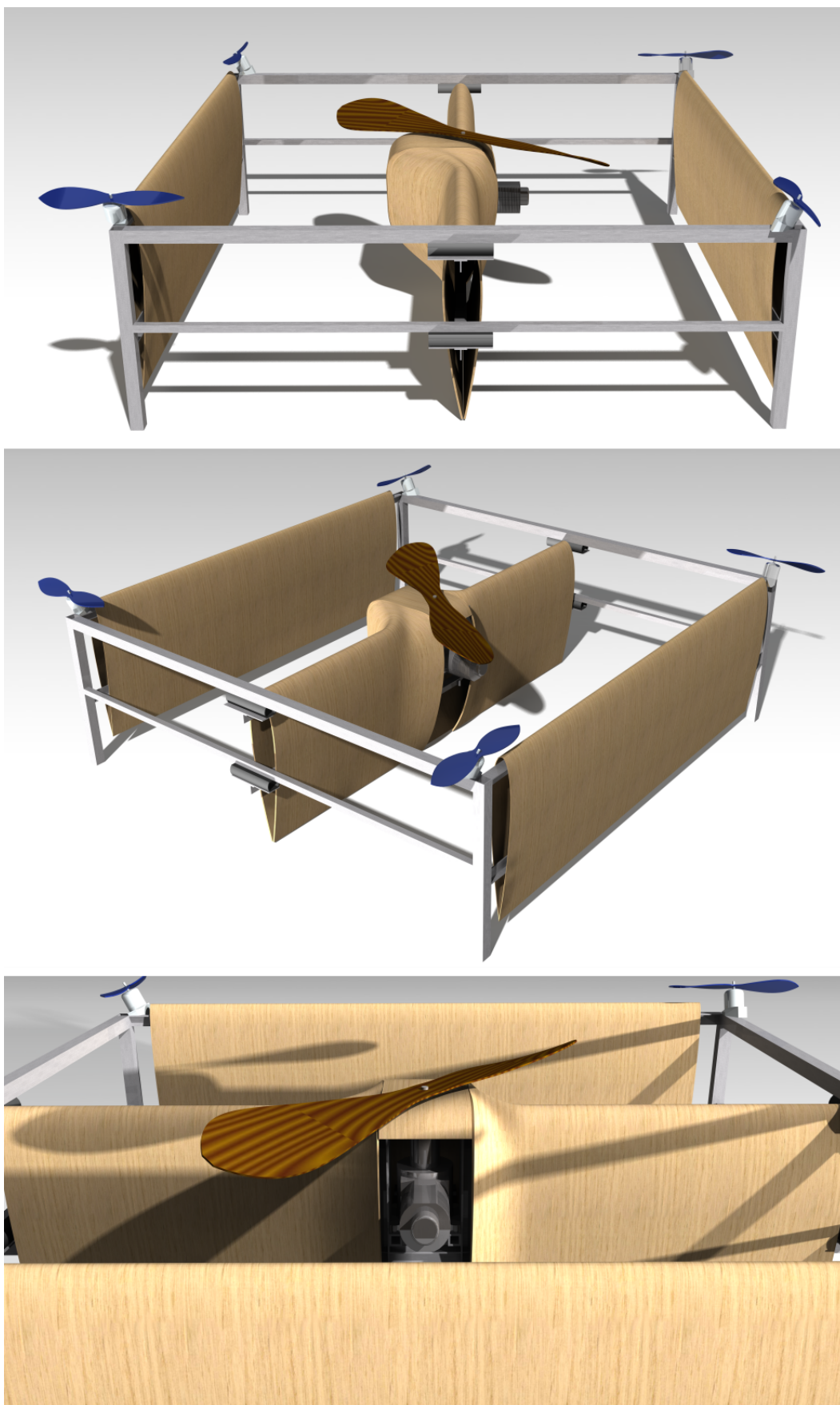
## Apéndice E

### Renderizaciones



**Figura E.1:** Renderizado del primer prototipo basado en lo propuesto inicialmente.





**Figura E.2:** Renderizado del primer prototipo basado en lo propuesto inicialmente.

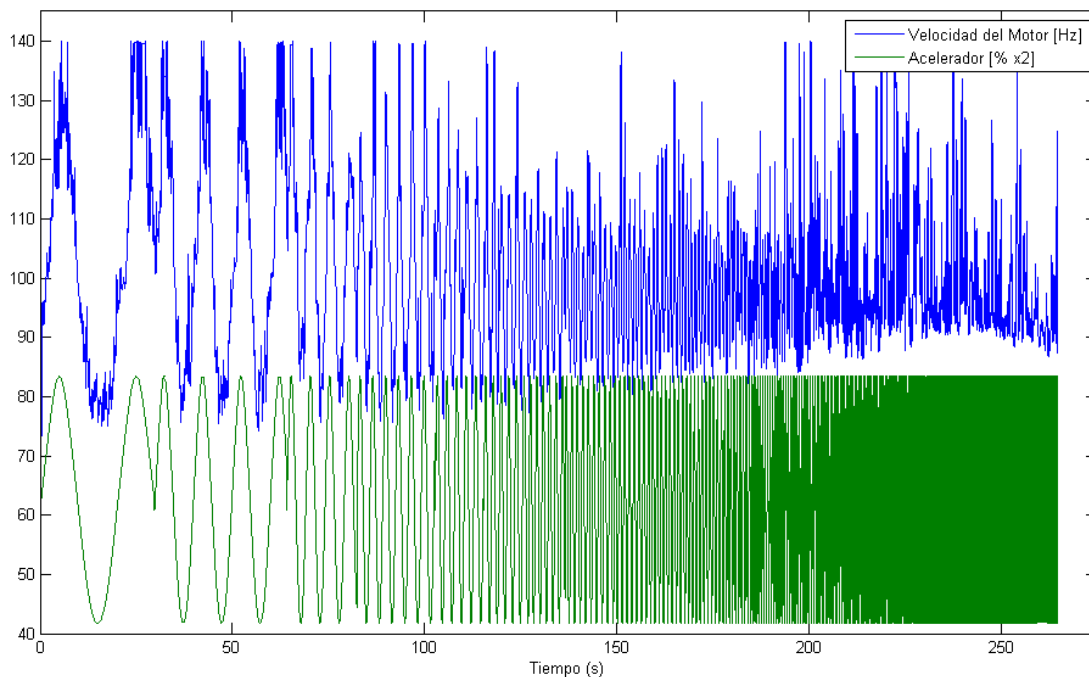


## Apéndice F

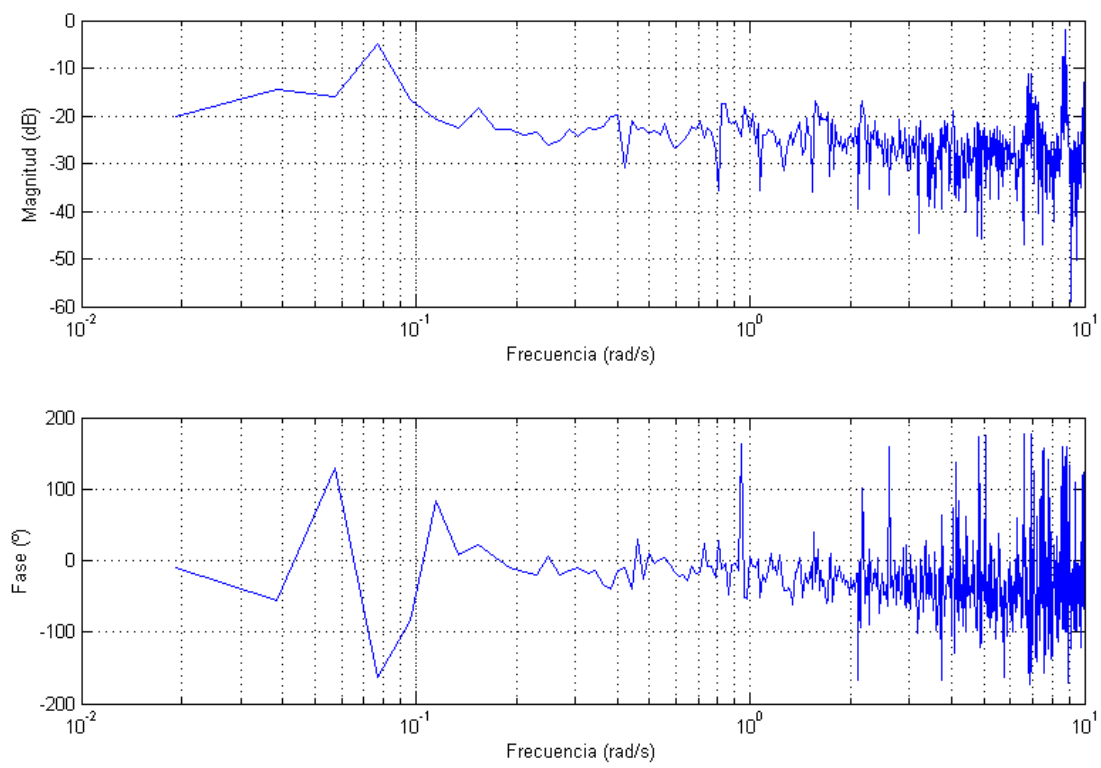
# Identificación Mediante Señal Chirp

Para realizar la identificación del motor de combustión, se utilizó una señal *Chirp* discreta sobre la referencia de control para observar la respuesta.

Sin embargo, debido a problemas eléctricos, las mediciones presentaron grandes perturbaciones que imposibilitaron el uso de las mismas. En la figura F.1 se observan las mediciones realizadas y en la figura F.2 el diagrama de Bode de las mismas.



**Figura F.1:** Mediciones para la identificación del motor mediante señal *Chirp*



**Figura F.2:** Diagrama de Bode para la identificación del motor mediante señal *Chirp*

# Bibliografía

- [1] Smithsonian. Military unmanned aerial vehicles. URL <http://airandspace.si.edu/exhibitions/gal104/uav.cfm>.
- [2] Bonelli, M. Historia de los drones, jun. 2014. URL <http://mundrone.blogspot.com.ar/p/historia-de-los-drones.html>.
- [3] Lavars, N. Historia de los drones, abr. 2015. URL <http://newatlas.com/amazon-new-delivery-drones-us-faa-approval/36957/>.
- [4] Techopedia. Keep it simple stupid principle. URL <https://www.techopedia.com/definition/20262/keep-it-simple-stupid-principle-kiss-principle>.
- [5] Bachfischer, A. Diseño de vehiculo aereo no tripulado para inspeccion y monitoreo en plantas nucleares. pág. 29, 2014.
- [6] Dr Rodriguez, C. Análisis de los modelos combinados en la teoría y diseño de hélices, 2009.
- [7] Vernavá, A. Electrónica de potencia.
- [8] Louis. Dualsky xm5015te-xx series, 2012.
- [9] UNLP. Cargas generadas en vuelo. pág. 3.
- [10] Ingemecánica. Correas de transmisión: Cálculo y diseño. URL <http://ingemecanica.com/tutorialsemanal/tutorialn121.html>.
- [11] Dinamica. Poleas dentadas: Materiales y características. URL [www.dinamica.net](http://www.dinamica.net).
- [12] Klaus. How fast can a quadcopter fly? URL <http://klsin.bpsmsg.com/how-fast-can-a-quadcopter-fly>.
- [13] Beardmore, R. Shaft design basics. URL [http://www.roymech.co.uk/Useful\\_Tables/Drive/Shaft\\_design.html#Shaft](http://www.roymech.co.uk/Useful_Tables/Drive/Shaft_design.html#Shaft).

- [14] SKF. 6000 skf explorer. URL <http://www.skf.com/ar/products/bearings-units-housings/ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/index.html?designation=6000>.
- [15] Toolbox, T. E. Tensile modulus for common materials. URL [http://www.engineeringtoolbox.com/young-modulus-d\\_417.html](http://www.engineeringtoolbox.com/young-modulus-d_417.html).
- [16] ASM. Aluminum 6061-t6; 6061-t651. URL <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA6061t6>.
- [17] Budynas. Shigley's mechanical engineering design. págs. 267 – 339, 2006.
- [18] Yahr, G. Fatigue design curves for 6061-t6 aluminum. pág. 13, 1993.
- [19] AROHAT. Plot data digitizer. URL <http://arohatgi.info/WebPlotDigitizer/app/>.
- [20] Osgood, C. Fatigue design 2nd ed, 1982.
- [21] Dwivedi, A. Which energy loss is higher. URL <https://www.quora.com/Which-energy-loss-is-higher-heat-energy-lost-to-the-coolant-by-the-engine-or-en>
- [22] Esteban, E. M. Metodología para el análisis a fatiga mediante el código proengineer. pág. 37, 2010.
- [23] University, S. Sine sweep measurement theory. URL [https://ccrma.stanford.edu/realsimple/imp\\_meas/Sine\\_Sweep\\_Measurement\\_Theory.html](https://ccrma.stanford.edu/realsimple/imp_meas/Sine_Sweep_Measurement_Theory.html).
- [24] Science, Publishing, E. Efficient baseband digital predistorter using lut for power amplifier (pa) with memory effect. URL <http://pubs.sciepub.com/ajejee/2/3/3/>.
- [25] OECD/IEA. Heat values of various fuels, mar. 2010. URL <http://www.world-nuclear.org/information-library/facts-and-figures/heat-values-of-various-fuels.aspx>.
- [26] Noya, C. La evolución de las baterías no para, feb. 2012. URL <http://forococheselectricos.com/2012/02/la-evolucion-de-las-baterias-no-para.html>.
- [27] GCC. Envia systems hits 400 wh/kg target with li-ion cells, feb. 2012. URL <http://www.greencarcongress.com/2012/02/envia-20120227.html>.
- [28] Ángel Muñoz, M. Estabilidad. URL [http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV16.html#165\\_Estab\\_long](http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV16.html#165_Estab_long).

# Agradecimientos

En este trabajo invertí mucho esfuerzo, dedicación y tiempo, pero a pesar de ello me hubiese sido aún mucho más difícil sin ciertas personas que siempre estaban ahí para ayudar o aportar su grano de arena en el tema. A ellos quiero agradecerles por este trabajo.

Quiero empezar con mi familia, la cual siempre estuvo a mi lado tratando de ayudar en cual manera fuese posible para que me pueda desempeñar lo mejor posible en todos estos años. A ellos les debo este trabajo ya que nunca hubiese llegado hasta acá sin su esfuerzo.

A mis amigos, los cuales siempre dieron una mano cuando se la precisaba y no solo hicieron más llevadera la carrera sino también aportaban un lugar o una pausa del estudio cada vez que se necesitaba. Especialmente quiero agradecerle a Juan Vignolo tanto por su ayuda en lo académico como en su amistad.

A mi codirector Juan Tarrio por todo el tiempo, conocimiento y ayuda que me brindó en el transcurso del proyecto. Su ayuda fue realmente indispensable.

Al grupo de Labo II, no solo por cederme un lugar en su laboratorio, sino por ayudarme con las dificultades que aparecían en el día a día de los experimentos y la buena onda que le daban al recinto; en especial quiero agradecerles a Sebastián Eckhardt y Lucas Aparicio tanto por ofrecer sus conocimientos sobre el tema del proyecto como su participación en el mismo y sus ganas de enseñar su saber sobre el taller y las maquinarias al resto.

Al grupo de termohidráulica y sobre todo a Nicolás por haberme ayudado en el soldado de las vigas de la estructura.

Por último, pero no por eso menos importante, quiero agradecer al Instituto Balseiro por haberme brindado la posibilidad de capacitarme con tan calificados profesionales durante todos estos años.

